

Nikolajs Glīzde

BEZPILOTA LIDAPARĀTU SISTĒMAS AR PALIELINĀTU LIDOJUMA ILGUMU IZSTRĀDE

Promocijas darbs



RĪGAS TEHNISKĀ UNIVERSITĀTE

Mašīnzinību, transporta un aeronautikas fakultāte
Aeronautikas institūts

Nikolajs Glīzde

Doktora studiju programmas „Transports” doktorants

**BEZPILOTA LIDAPARĀTU SISTĒMAS
AR PALIELINĀTU LIDOJUMA ILGUMU
IZSTRĀDE**

Promocijas darbs

Zinātniskais vadītājs
asociētais profesors *Dr. sc. ing.*
MĀRIS HAUKA

RTU Izdevniecība
Rīga 2023

Glīzde, N. Bezpilota lidaparātu sistēmas ar palielinātu lidojuma ilgumu izstrāde. Promocijas darbs. Rīga: RTU Izdevniecība, 2023. 234 lpp.

Iespiests saskaņā ar promocijas padomes "RTU P-22" 2023. gada 1. decembra lēmumu, protokols Nr. 04030-9.16.1/11.

PROMOCIJAS DARBS IZVIRZĪTS ZINĀTNES DOKTORA GRĀDA IEGŪŠANAI RĪGAS TEHNISKAJĀ UNIVERSITĀTĒ

Promocijas darbs zinātnes doktora (*Ph. D.*) grāda iegūšanai tiek publiski aizstāvēts 2024. gada 12. janvārī Rīgas Tehniskās universitātes Mašīnzinību, transporta un aeronautikas fakultātes Aeronautikas institūtā, Ķīpsalas 6B 8, 513. auditorijā.

OFICIĀLIE RECENZENTI

Asociētais profesors *Dr. sc. ing. Ali Arshad*
Rīgas Tehniskā universitāte

Profesors *Dr. sc. ing. Rafał Chatys*
Kelces Tehniskā universitāte, Polija

Profesors *Dr. habil. sc. ing. Krzysztof Szafran*
Aviācijas institūts, Polija

APSTIPRINĀJUMS

Apstiprinu, ka esmu izstrādājis šo promocijas darbu, kas iesniegts izskatīšanai Rīgas Tehniskajā universitātē zinātnes doktora (*Ph. D.*) grāda iegūšanai. Promocijas darbs zinātniskā grāda iegūšanai nav iesniegts nevienā citā universitātē.

Nikolajs Glīzde (paraksts)

Datums:

Promocijas darbs ir uzrakstīts latviešu valodā, tajā ir ievads, astoņas nodaļas, secinājumi, literatūras sarakstus, 61 attēls, 47 tabulas, 22 pielikumi, kopā 156 lappuses, neskaitot pielikumus. Literatūras sarakstā ir 62 nosaukumi.

ANOTĀCIJA

Pēdējos gados strauji aug pieprasījums pēc bezpilota sistēmām izmantošanai dažādās jomās. Notiek šo sistēmas lidaparātu, ieskaitot pat mikro līmeņa, ieviešana lietošanai kopējā gaisa telpā, kas prasa gan uzlabotu tehnoloģiju, gan dokumentācijas un likumdošanas ieviešanu.

Viena no organizācijām, kas aktīvi strādā šajā jomā ir EASA (*European Aviation Safety Agency*) un ICAO (*International Civil Aviation Organization*) kopējā darba grupa – JARUS (*Joint Authorities for Rulemaking of Unmanned Systems*), kurā ietilpst locekļi no dažādām valstīm un organizācijām aviācijas jomā, kā arī no Latvijas Civilās aviācijas aģentūras. Šī darba grupa tieši strādā pie dokumentu un tehnisko prasību izstrādes Bezpilota lidaparātu sistēmām (BPLAS), kurām uz doto brīdi likumdošanā prasības nav noteiktas, bet pamazām tiek ieviestas, tas ir, BPLAS ar lidaparātu pilno pacelšanās masu (*MTOW – Maximum Take-Off Weight*) līdz 150 kg.

Promocijas darbā ir izskatīta BPLAS izstrāde izmantošanai speciālām vajadzībām militāro vai iekšlietu spēka struktūru jomā. Šīs ir paaugstinātas bīstamības jomas un nosacījumi to izmantošanai ir, lai sistēmas lidaparāts nebūtu identificējams (lido pietiekami lielā augstumā, neatstāj skaņas nospiedumu) un sniegtu nepieciešamos datus lietotājam par novērojamo objektu. Sistēmas izstrādei prasības ir pietiekami augstas, kas neizslēdz arī tās izmantošanu citās jomās, kā piemēram, vides kvalitātes mērījumu veikšanu, dažādu dabas parādību novērošanu, u.c., nomainot sensoru uz attiecīgai jomai nepieciešamo.

Promocijas darbā ir astoņas nodaļas. Pirmajā daļā ir aprakstītas esošās sistēmas un to klasifikācija dažādās jomās un izmantošanas uzdevumi. Rezultātā formulētas prasības izstrādājamai sistēmai. Parējās daļās, atbilstoši inženierijā paredzētajām sistēmu izstrādes fāzēm ir veikta konceptuāla BPLA sistēmas izstrāde atbilstoši sākotnēji izvirzītajām prasībām. Ir arī veiktas jaunizstrādes šajā jomā: lidaparāta nosēšanās sistēma un lidaparāta pacelšanās sistēma. Daļa no sistēmas elementiem ir izvēlēti no ražošanā esošiem produktiem (*COTS - Commercial Of-The Shelf*) izejot cauri sistēmas inženierijas pieejas (*Systems Engineering Approach*) procesiem, izvēlēts optimālākais tehniskais risinājums konstruējamai sistēmai nosakot rezultējošos tehniskā izpildījuma mērlielumus (*TPM - Technical Performance Measures*). Lai iegūtu sistēmas labāko konceptuālo risinājumu konstruēšanas procesā tika pielietota arī Multi disciplināra optimizācijas (*MDO - Multidisciplinary Optimization*) pieeja. Konstruēšanas procesā vairākas *MDO* pieejas tika izmantotas (Pakāpeniskās meklēšanas metode, *Monte Karlo*), kas bija vispiemērotākā katram atsevišķam gadījumam, lai atrastu labāko optimālo risinājumu.

Veikta sistēmas konstrukcijas modelēšana un tehnisko parametru pārbaude datorprogrammas MATLAB vidē, lai pārliecinātos par sistēmas sniegumu un parametru atbilstību prasībām.

Par darba rezultātiem ir ziņots 7 starptautiskas konferencēs un publicēti piecos zinātniskos rakstos.

Darbā ir ievads, astoņas nodaļas ar apakšnodaļām, secinājumi, 22 pielikumi, 61 attēls, 47 tabulas un 241 formula. Kopā 156 lappuses. Tika izmantoti 62 literatūras avoti.

ANNOTATION

In recent years rapidly grows demand for *Unmanned Aircraft Systems* (UAS) usage in different fields. Grows demand of implementation, even micro UAS, for usage in common aerospace, that requires implementation as well as advanced technologies, as documentation and regulations.

One of the organization that actively work in this area is *European Aviation Safety Agency's* (EASA) and *International Civil Aviation Organization's* (ICAO) common *Working Group* (WG) named *Joint Authorities for Rulemaking of Unmanned Systems* (JARUS), that incorporates members from different countries and organization in field of aviation, and, also from Latvian Civil Aviation Administration. This JARUS WG works on documentation and technical requirements for UAS, that currently does not have former requirements in legislation, but are in process of step by step implementation, that is, for UAS with air vehicle *Maximum Take-Off Weight* (MTOW) until 150 kg.

In the doctoral thesis is designed special purpose UAS for usage in military or law enforcement field. The usage in mentioned field are so called *Dirty-Dull-Dangerous* (DDD) and requirements for safe usage are that the air vehicle shouldn't be identifiable (high enough flight altitude, no observable sound print) and deliver necessary data for operator on object under surveillance. System design requirements are strict enough that does not exclude usage of it in other areas like environmental monitoring, live nature monitoring and other, exchanging sensor for necessary in that special field.

The doctoral thesis consists of six chapters. In first chapter current systems and classification are described and usage tasks as well. In summary the requirements for system design are established. In the following chapters, in accordance with systems engineering approach and design phases, the UAS conceptual design is completed respective to originally established requirements. Also new technological approaches are proposed and designed in following areas: the air vehicle wing HLD drive system, landing system. Part of systems are chosen from so called *Commercial Of-The Shelf* (COTS) products available in market and using *Systems Engineering Approach* to choose the optimal solution for system establishing *Technical Performance Measures* (TPM) that lead to best solution. To find best solution in system conceptual design also so-called *Multidisciplinary Optimization* (MDO) is used regularly.

During design several MDO were used (*Stepping Search Methods, Monte Carlo*) that were most appropriate for each definite case to find best optimal solution.

The system model and parameter performance also were designed and evaluated in MATLAB environment to assure its compliance with design requirements.

The main scientific and practical results of the work presented at 7 international scientific conferences and published in 5 papers.

The doctoral thesis consists of introduction, seven chapters, results and conclusions, bibliography and 22 appendices. The thesis contains 156 pages, 61 figures and 47 tables, 241 equations. The bibliography contains 62 entries.

LIETOTIE SAĪSINĀJUMI

- AGL* - *Above Ground Level* – virs zemes līmeņa (VZL)
- ALR* - *Automatic Launch and Recovery* – automātiska palaišana un atgūšana
- AR* – *Aspect Ratio (span/reference area, applied to wings and tails)* – spārna relatīvais pagarinājums
- BPLAS* – bezpilota lidaparātu sistēma
- BPLA* – bezpilota lidaparāts
- CAD* – *Computer-Aided Design* – konstruēšanas datorprogramma
- CFD* – *Computational Fluid Dynamics* – plūsmas dinamikas datorprogramma
- C_L – *Wing Lift Coefficient* – spārna celtpējas koeficients
- $C_{L-design}$ – *Wing Design Lift Coefficient* – spārna konstruēšanas celtpējas koeficients
- COTS* - *Commercial Off-The-Shelf* – komerciāli pieejamas preces, kuru izplatība tiek īpaši kontrolēta
- EO* - *Electro-Optical* – elektro-optiska ierīce
- f – *fuselage fineness ratio=length/diameter* – lidaparāta korpusa izmēru attiecība - garums/diametrs
- GA* – *Genetic Algorithm* – ģenētiskais algoritms
- GCS* - *Ground Control Station* – zemes kontroles stacija (ZKS)
- GPS* - *Global Positioning System* – globālā pozicionēšanas sistēma
- HLD* – *High Lift Device* – cēlējspēka palielināšanas ierīce
- ICAO* – *International Civil Aviation Organization* – Starptautiskā Civilās aviācijas organizācija
- IR* - *Infra-Red* – infrasarkanā starojuma ierīce
- IS* – infrasarkanā starojuma diapazona ierīce
- ISR* - *Intelligence, Surveillance, Reconnaissance* – izlūkošana, novērošana, izsekošana
- L/D* – *Lift-to-Drag Ratio* – celtpējas un pretestības spēku attiecība
- LE* – *Leading Edge (wing or tail)* – priekšējā mala (spārnam vai astei)
- M* – *Mach Number* – Maha skaitlis
- MDO* – *Multidisciplinary Optimization* – multidisciplināra optimizācija
- MOM* – *Measure of Merit (Objective Function in Optimization)* – vēlamā mērījuma vērtība
- NDV* – *Net Design Volume* – tīrs konstruēšanas tilpums
- P/W* – *Power-to-weight ratio of aircraft* – lidaparāta jaudas un svara attiecība (motora jauda/svars)
- RPV* - *Remotely Piloted Vehicles* – tālvadības lidaparāti (BPLAS)
- SUAV* - *Small Unmanned Aerial Vehicle* – mazie bezpilota lidaparāti
- t/c – *Airfoil thickness/chord length* – spārna šķērsriezuma platuma/hordas garumu attiecība
- T/W* – *Thrust-to-weight ratio* – vilkmes/svara attiecība
- TE* – *Trailing Edge (wing or tail)* – aizmugurējā mala (spārnam vai astes daļai)
- UAV* – *Unmanned or Uninhabited Aerial Vehicle* – bezpilota lidaparāts
- VAS ES* – valsts akciju sabiedrība Elektroniskie sakari
- VJL* – virs jūras līmeņa
- W/S* – *Wing loading (weight/area)* – spārna slodze (svars/laukums attiecība)

SATURS

| | |
|---|----|
| LIETOTIE SAĪSINĀJUMI | 6 |
| SATURS..... | 7 |
| IEVADS | 9 |
| 1. BEZPILOTA LIDAPARĀTA SISTĒMU KLASIFIKĀCIJA | 17 |
| 1.1. Sistēmu iedalījums kategorijās pamatojoties uz lidaparātu izmēriem..... | 17 |
| 1.2. Militāro bezpilota lidaparātu klasifikācija | 18 |
| 1.3. <i>JARUS</i> bezpilota lidaparātu klasifikācija..... | 19 |
| 1.4. Nodaļas kopsavilkums un secinājumi..... | 19 |
| 2. BEZPILOTA LIDAPARĀTA HIERARHISKĀ SHĒMA..... | 20 |
| 2.1. Bezpilota lidaparātu sistēmu raksturojums | 20 |
| 2.2. Konstrukcija slēptiem lidojumiem | 22 |
| 2.3. Nodaļas kopsavilkums un secinājumi..... | 22 |
| 3. BEZPILOTA LIDAPARĀTA SISTĒMAS IZSTRĀDE..... | 23 |
| 3.1. Prasības izstrādājamai sistēma | 23 |
| 3.2. Tiešā redzējuma radio sakaru attāluma aprēķins..... | 24 |
| 3.3. Bezpilota lidaparāta sistēmas konstruēšanas process un konstrukcijas shēma | 27 |
| 3.4. Nodaļas kopsavilkums un secinājumi..... | 31 |
| 4. KONCEPTUĀLĀ KONSTRUĒŠANAS FĀZE | 32 |
| 4.1. Bezpilota lidaparāta sistēmas lidaparāta tipa izvēle | 32 |
| 4.2. Lidaparāta konfigurācijas alternatīvas (1.solis) | 33 |
| 4.3. Kritēriju identificēšana un noteikšana (2.solis)..... | 34 |
| 4.4. Kritēriju kvantitatīva lieluma noteikšana (3.solis) | 36 |
| 4.5. Konstruēšanas mērķa vērtību noteikšana (4.solis) | 38 |
| 4.6. Optimālās konstrukcijas izvēle (5.solis) | 40 |
| 4.7. Nodaļas kopsavilkums un secinājumi..... | 42 |
| 5. SĀKUMA KONSTRUĒŠANAS FĀZE | 43 |
| 5.1. Lidaparāta maksimālais pacelšanās svārs (MTOW) | 43 |
| 5.2. BPLA sistēmas lidaparāta maksimālā pacelšanās masas novērtēšana | 43 |
| 5.3. BPLA sistēmas lidaparāta slodzes diagrammas konstruēšana | 60 |
| 5.4. Nodaļas kopsavilkums un secinājumi..... | 66 |
| 6. DETALIZĒTĀ KONSTRUĒŠANAS FĀZE | 67 |
| 6.1. Spārna konstruēšana | 67 |
| 6.2. Vingleta konstruktīvo parametru noteikšana | 80 |
| 6.3. Spārna parametru optimizācijas aprēķins | 83 |

| | |
|---|-----|
| 6.4. Piezemēšanās sistēmas izvēle un aprēķins..... | 85 |
| 6.5. Pacelšanās sistēmas izvēle un aprēķins | 95 |
| 6.6. Dzinēja sistēmas izvēle un aprēķins | 98 |
| 6.7. Akumulatoru baterijas izvēle | 103 |
| 6.8. Avionikas komponentu izvēle..... | 105 |
| 6.9. Lidaparāta korpusa konstruēšana | 112 |
| 6.10. Zemes kontroles stacijas izvēle | 114 |
| 6.11. Lietderīgās slodzes elementa konstruēšana un izvēle..... | 116 |
| 6.12. Nodaļas kopsavilkums un secinājumi..... | 120 |
| 7. BEZPILOTA LIDAPARĀTA IZSTRĀDES PĀRBAUDE..... | 121 |
| 7.1. Bezpilota lidaparāta lidošanas parametru optimizācija | 121 |
| 7.2. Bezpilota lidaparāta sistēmas lidaparāta optimizācija | 132 |
| 7.3. Nodaļas kopsavilkums un secinājumi..... | 133 |
| 8. BEZPILOTA LIDAPARĀTA EKSPERIMENTĀLAIS MODELIS | 134 |
| 8.1. Bezpilota lidaparāta eksperimentālā modeļa lidošanas parametri..... | 134 |
| 8.2. Bezpilota lidaparātu konceptuālā un eksperimentālā modeļa dimensionālā analīze.. | 137 |
| 8.3. Eksperimentālā modeļa mērogā pārbaude un parametru noteikšana vēja tunelī | 143 |
| 8.4. Nodaļas kopsavilkums un secinājumi..... | 149 |
| NOSLĒGUMS UN REKOMENDĀCIJAS TĀLĀKAI IZPĒTEI | 150 |
| SECINĀJUMI | 152 |
| LITERATŪRA | 153 |
| PIELIKUMI..... | 157 |

IEVADS

Bezpilota lidaparātu sistēmu attīstības virzienus un nepieciešamību nosaka to arvien plašāka pielietošana, kura ir noteikta Bezpilota lidaparātu sistēmu ceļvedī (*Unmanned Aerial Vehicle Roadmap 2013*). Ceļvedī ir noteikts kopējais pasākumu kopums pa gadiem, kas jāveic, lai ieviestu Bezpilota lidaparātu sistēmu (BPLAS) lietošanu Eiropas savienības valstu kopējā gaisa telpā.

Pamata prasības, kas nosaka BPLAS ieviešanu ir:

1. BPLS jābūt kompetentas iestādes apstiprinātai.
2. BPLS operatoram jābūt spēkā esošs operatora sertifikāts.
3. Tālvadības pilotam jābūt spēkā esošai licencei.

Galvenā tehnoloģiskā tendence, kas jāattīsta pašam BPLA, lai tas veiksmīgi integrētos kopējā gaisa satiksmē, ir identificēšanas un izvairīšanās (*S&A – See-And-Avoid*) spēja.

Tālvadības pilotējamās lidaparātu sistēmās (RPAS) ir daudz dažādu lidaparātu veidu, kas iedalās pēc maksimālās pacelšanās svara no grammiem līdz vairāk nekā desmit tonnām, pēc maksimālā ātruma no tādiem, kas lido (no angļu val. *loiter*) līdz pat lidojošiem ātrāk nekā 1 000 km/h [1] (NASA X-43A, Lockheed Martin RQ-170 Sentinel), pēc lidojuma ilguma no dažām minūtēm līdz pat mēnešiem, pēc pacelšanās tehnoloģijas no helikoptera tipa līdz lidmašīnām un vēl lidaparātiem vieglākiem par gaisu.

Tehnoloģijas kurām ir nepieciešama tālāka izstrāde un apstiprināšana ir:

- Vadība un kontrole, spektrālā novietojuma un vadība tajā skaitā;
- Identificēšanas un izvairīšanās tehnoloģijas;
- Drošība pret fizisku, elektronisku vai kiber uzbrukumiem;
- Caurspīdīgas un saskaņotas darbības procedūras ;
- Lēmumu pieņemšanas spējas, lai nodrošinātu standartizētu un paredzamu uzvedību visās lidojuma fāzēs;
- Cilvēka faktora problēmas, tādas kā pilotēšana.

Galvenās jomas, kur nepieciešami tehnoloģiski uzlabojumi, lai sasniegtu augstāk minētos uzdevumus drošības, uzticamības, efektivitātes un pieejamības jomā ir:

- aerodinamika;
- uzbūve;
- dzinējs;
- sistēmas un ekipējums;
- aviācijas elektronika un detektori;
- lietderīgās slodzes elementi;
- palielināts lidaparātu skaits gaisa telpā;
- uzticamas zemes kontroles un datu apmaiņas stacijas;
- integrēšanas un apstiprināšanas tehnikas;
- citas tehnoloģijas.

Sistēmas efektivitāte – aerodinamika

Ir nepieciešams uzlabot vispārējo aerodinamisko efektivitāti par 20% - 30%, lai civilie BPLA būtu ekonomiskāki. Lai to realizētu, izpētes un izstrādes rezultātā jāuzlabo atsevišķi saistītie komponenti.

Aerodinamika ir zinātne, kas pēta apkārtējā gaisa uzvedību saskarē ar kustīgu objektu, kas šajā gadījumā ir BPLA. BPLA lidaparātam ir vairāki komponenti, kas raksturo tā aerodinamikas īpašības, un divi no tiem ir spārns un astes daļa, kas tiek uzskatītas par cēlējspēka ģenerēšanas virsmām. Tāpat ir arī citi komponenti, kas tiek uzskatīti par kontroles virsmām. Gan cēlējspēka ģenerēšanas virsmas, gan kontroles virsmas ir funkcijas no to aerodinamiskās formas.

BPLA vai lidaparāta fizelāža netiek uzskatīta, par aerodinamikas komponenti, pamatojoties uz tā funkciju. Tomēr fizelāža rada ievērojamu pretestības spēku un ģenerē mazu cēlējspēku. Galvenais aerodinamiskās konstruēšanas mērķis ir optimizēt BPLA ārējo formu tā, lai iegūtu maksimālu cēlējspēku un tajā pašā laikā minimālu pretestības spēku un garensvēres momentu [2].

Šajā pētniecības darbā tiek izskatīta maza izmēra BPLA konstruēšana. Atšķirībā no lieliem BPLA un lidaparātiem vispār, kur aerodinamisko īpašību uzlabošanai, konstrukcijā var iestrādāt papildu elementus, papildus mehānismus, kas maina spārna konstrukciju (piemēram, bultveidīgumu) atkarībā no lidošanas ātruma, šī BPLA konstrukcijai jābūt pēc iespējas vienkāršākai, lai nesadārdzinātu tās izgatavošanu. Ņemot vērā iepriekš minēto, tad liela uzmanība ir jāpievērš spārna konstruēšanā, tā šķērsriezuma sekcijas izvēlei.

Spārna šķērsriezuma sekcijas izvēle ir spārna konstruēšanas vispārējā daļa. Spārna šķērsriezuma sekcijas izvēle jāsaik ar skaidru lidojuma prasību noteikšanu, kur jāņem vērā lidošanas ātruma diapazons, kā arī citi faktori, kā derīgums lidojumam, konstrukcija, izgatavojamība un izmaksas [2]. Uzlabojumus varēs panākt izstrādājot jaunus vieglus materiālus, kā rezultātā tiks panākta augsta vilkmes/svara attiecība un ilgizturība, kā arī samazinājums izmaksās.

Sistēmas efektivitāte – lietderīgā slodze

Maziem BPLA ir ļoti ierobežota tilpuma un svara ietilpības spēja. Šos ierobežojumus papildina vēl citi: elektroniskiem komponentiem nedrīkst būt savstarpējo elektromagnētisko lauku traucējumu, kas palielinās dēļ to savstarpējā tuvuma; nepieciešamās jaudas daudzumu ierobežo pieejamā tilpuma/telpas un svara ierobežojums tādu enerģijas avotu, kā baterija, izvietošanai; lietderīgās slodzes elementa darbības laiku ierobežo procesora darbības ātrums un tam iegūstamā jauda un paša sensora īpašības, kā video kadru ātrums, attēla izšķirtspēja.

Mazo BPLA, kuri spēj autonomi pildīt speciālus novērošanas un uzraudzības uzdevumus, lietderīgās slodzes elementiem jābūt ar uz borta esošu datoru un attiecīgām atbalsta apakšsistēmām.

Konstruējot vai piemeklējot lietderīgo slodzi maziem BPLA, jāatrod kompromiss starp sekojošiem elementiem:

- autonomija pret cilvēku - operatoru;
- autonomija (lietderīgās slodzes datu apstrāde uz borta) pret lietojamais komunikācijas joslas platums;

- autonomija pret lidojuma laiku;
- minimālistiska konstrukcija pret manevrējamību un pielāgojamību;
- optimāla konstrukcija pret vienkāršību.

Konstruējot lietderīgo slodzi mazam BPLA, rezultātā jāatrod kompromiss starp sekojošām četrām apakšsistēmām:

- sakari;
- jauda;
- sensori;
- dators.

Jāskatās arī, lai elektromagnētiskie traucējumi neradītu *GPS* signāla zudumus, jo mazie BPLA parasti veic navigāciju pēc *GPS* signāla, tāpēc ir nepieciešama uzticama *GPS* sistēmas darbība, lai tiktu veiksmīgi izpildīts uzdevums [1; 3].

Sistēmas efektivitāte – zemes kontroles stacijas sistēma

Zemes kontroles dizainā jāņem vērā tādi nosacījumi kā izkārtojums, informācijas saturs, reprezentācijas shematiskais izkārtojums un operatora darbības metode. Zemes kontroles stacijas ekrānam jānodrošina operatoram pietiekams situācijas apzināšanas līmenis. Ir vēlams, lai viss lidojuma uzdevums tiktu veikts automātiskā režīmā, ar minimālu cilvēka-operatora iejaukšanos. Operatoram vajadzētu tikai darboties kā novērotājam un sekot līdzi, lai uzdevuma izpilde ietu pēc plāna [1; 4].

Mazām BPLA sistēmām, dēļ to kompaktuma un svara ierobežojumiem, zemes kontroles stacijas informācija jāizvieto uz viena ekrāna, kura izmērs arī ir ierobežots.

Sistēmas uzticamība – lidaparāta vadība un komunikācijas

Komunikācijas sistēmu konstrukciju noteicošie elementi ir sekojoši:

- atļautais frekvenču diapazons;
- maksimālais attālums;
- vienlaicīgi esošu lidojumā BPLA skaits;
- citas ierīces, kas darbojas tajā pašā rajonā, var radīt traucējumus un ierobežo sakaru sistēmas darbības attālumu, jā tās pārraida tajā pašā diapazonā.

Frekvenču spektra, kas būtu pielietojums tikai BPLA, trūkums, palielina iespēju, ka operators var zaudēt BPLA komandvadību. BPLA radio sakaru spektrs pagaidām ir neaizsargāts pret neapzinātu vai apzinātu traucējumu izraisīšanu. Tā ir galvenā BPLAS drošības problēma.

Apvienoto nāciju Starptautiskā telekomunikāciju savienība (*The United Nations International Telecommunications Union (ITU)*) sadarībā ar *ICAO*, strādā pie drošas, globālas BPLAS operāciju sakaru infrastruktūras izstrādes. Viens no priekšlikumiem ir izmantot fiksēto satelītu pakalpojumu, kas ir pietiekamā skaitā un var droši sniegt atbalstu strauji augošam BPLAS tirgum.

Visiem gadījumiem BPLAS jābūt nodrošinātiem ar automātiskas atgūšanas līdzekļiem sakaru zaudēšanas gadījumā. Ir daudz pieņemamu risinājumu, kas apmierina šo prasību. Mērķis ir nodrošināt paredzamas lidojuma operācijas sakaru zuduma gadījumā. Sakaru tīkls atšķirsies no parastajiem komunikāciju protokoliem un standartiem, kam būs nepieciešami jauni risinājumi, lai nodrošinātos pret apzinātu traucēšanu [1].

Svars

BPLAS svars progresējot tehnoloģijām un materiāliem paliek arvien mazāks. Tiek izgatavoti BPLA korpusi no jauniem materiāliem, kas nodrošina mazāku svaru, bet tajā pašā laikā saglabā vai pat paaugstina konstrukcijas izturību. Arī progresējot tehnoloģijām sensoru jomā, to izmēri paliek arvien mazāki. Funkcijas, kuras gadus atpakaļ varēja pildīt, piemēram, BPLA, kura *MTOW* ir 20 kg, tehnoloģiju progresa rezultātā var pildīt jau mazākas *MTOW* no 10 - 15 kg, pateicoties tieši sensora svara samazinājumam, bet saglabājot to pašu funkcionalitāti.

Militārajā jomā jau ir BPLAS, kuru lidaparātu svars ir mazāks par 20 g, darbības ilgums 20 min un attālums līdz pat 1.6 km, un to lietderīgās slodzes elementi var nodrošināt pietiekamu funkcionalitāti (*Blach Hornet*).

Mini BPLA ir joma, kurā ir vismazāk šķēršļu tās iegādei un darbībai un tāpēc tā ir arī joma, kas attīstās visstraujāk [1].

Tiek paredzēts, ka palielinoties pieprasījumam uzdevumiem, kurus varēs izpildīt civilie BPLA, tagadējā militāro BPLA tirgus dominance pārvietosies civilā virzienā. Tas notiks dēļ pieaugošā BPLA pieprasījuma civilo uzdevumu pildīšanai, kas ietver: atmosfēras un metroloģiskos pētījumus, tādus kā piesārņojuma noteikšana un kontrole, topoloģiskā kartēšana, laika apstākļu veidošanās pētījumi, lauksaimniecības un mežsaimniecības novērojumi, robežkontrole un ceļu satiksmes novērošana, dabas postījumu/ārkārtas situāciju vadība, telekomunikāciju releju/savienojumu funkcijas, infrastruktūras pārbaudes, tādās kā cauruļvadu transporta un elektrolīniju novērošanas [5; 6].

Paredzēts, ka civilie BPLA uzdevumu pildīšanai veiks ilgstošus lidojumus līdz pat vairāku mēnešu ilgumam un dažādos augstumos atkarībā no pildāmā uzdevuma īpatnībām. Tas būs, iespējams, pateicoties tehnoloģiju attīstībai, un izmaksu kritumam [7].

Vispārējie civilo BPLA nākotnes mērķi ir panākt, ka tie ir kompakti, ekonomiski un spējīgi pārvietot jaudīgu lietderīgo slodzi. Sasaistot to ar augstu uzticamību un pietiekami ilgu lidošanas laiku tie kļūs par elastīgām un efektīvām mobilām zinātniskām platformām.

Daži no augstāk pārskaitītajiem uzdevumiem jau ir gandrīz pildāmi ar šodien pieejamām BPLAS tehnoloģijām, lai gan dažām militārām un citām BPLAS nepieciešams tālāks tehnoloģiskais progress. Ir arī pielietošanas jomas, kurām vēl ir nepieciešami ilgtermiņa pētījumi un izstrādes, lai iegūtu nepieciešamās tehnoloģijas [7].

Promocijas darbā izstrādājamajā BPLA kategorijā, kas pēc lidaparāta svara skaitās – mini, un ar operatora rokas palaišanas iespēju, ietilpst tādas komerciāli pieejamas sistēmas, kā *Raven*, *Desert Hawk*, *Aladin*, *Strix*, *Skywalker* (dažādas versijas - X1, X5, X8), *SpyOwl*, u.c. To lietderīgais lietošanas augstums ir robežās no 30 līdz 160 m, lidošanas ilgums – no 60 līdz 180 min.

Promocijas darbā ir veikta BPLA sistēmas izstrāde, ar parametriem, kas ir pielīdzināmi speciālai izmantošanai (militārām vai iekšlietu struktūrām), bet ar tendenci samazināt izmaksas, lai tā būtu pieejama civilām struktūrām izmantošanai dažādās jomās: vides, dzīvās dabas novērošanai, energoapgādes līniju un cauruļvadu transporta tehniskā stāvokļa novērtēšanai, u.c., kā arī ar palielinātu lidošanas laiku salīdzinājumā ar komerciāli pieejamām sistēmām.

PROMOCIJAS DARBA MĒRĶIS UN UZDEVUMI

Promocijas darba mērķis

Promocijas darba mērķis ir izstrādāt bezpilota lidaparātu sistēmu (BPLAS) ar paaugstinātu lidaparāta lidojuma ilgumu un jauna veida piezemēšanās sistēmu.

Promocijas darba uzdevumi

1. Līdz šim veikto pētījumu mini BPLAS jomā analīze.
2. Piemērotākā konceptuālā BPLA modeļa konstrukcijas izvēles procedūras analīze un izvēle.
3. BPLAS konceptuālā lidaparāta modeļa izstrāde un sistēmas pārējo elementu izvēle atbilstoši izstrādātai procedūrai.
4. Jaunu pacelšanās un piezemēšanās sistēmu izstrāde, balstoties uz pētījumiem eksperimentālos lidojumos.
5. Izstrādātā lidaparāta modeļa dator simulāciju snieguma novērtēšanai.
6. Konceptuālā un eksperimentālā BPLA modeļu dimensionālā analīze.

PĒTNIECĪBAS METODES

Veikto pētījuma daļu metodoloģija un izmantotās pētniecības metodes:

- literatūras avotu analīze;
- tehniskie aprēķini veikti programmā MATLAB;
- programmēšanai izmantota C/C++ programmēšanas valoda;
- parametru labāko vērtību iegūšanai izmantota multidisciplinārā optimizācija;
- izstrādāto sistēmu simulācija datorprogrammā;
- eksperimentālās testēšanas datu apstrāde un modelēšana datorprogrammā.

PĒTĪJUMU OBJEKTI

- Tālvadības gaisa kuģi;
- Tālvadības gaisa kuģu aviācijas elektronikas/avionikas sistēmas;
- Tālvadības gaisa kuģu palaišanas un piezemēšanās sistēmas;
- Akumulatoru bateriju sistēmas;
- Elektromotoru sistēmas;
- Dator simulācijas programmas.

DARBA ZINĀTNISKĀ NOVITĀTE

Promocijas darba rezultātā izstrādātie inovatīvie risinājumi:

- Pierādīta lidojošā spārna tipa bezpilota lidaparāta aerodinamiskās shēmas tehniskās un ekonomiskās priekšrocības mini BPLA kategorijā, kas izpaužas ar tam izmantojamo jauna veida pacelšanās un piezemēšanās sistēmu un raksturīgo mazo sastāvdaļu skaitu.

- Izstrādāta jauna lidaparātu konstruēšanas aprēķinos lietojama, lidojuma slodzes diagrammas konstruēšanas tehnika uz *MATLAB* programmas bāzes.
- Izstrādāta jauna, lidaparātu konstruēšanas aprēķinos lietojama, lidaparātam nepieciešamās jaudas un spārna references laukuma aprēķina sistēma pēc saskaņotā grafika tehnikas (*Matching Plot Technique*) uz *MATLAB* programmas bāzes.
- Pierādīta bezpilota lidaparāta spārna vingletu pozitīvā ietekme uz lidojušā spārna aerodinamiskiem parametriem mazos Reynoldsa skaitļos.
- Izskatīta jauna veida BPLAS lidaparāta piezemēšanās metode, pamatojoties uz spārna tipa bezpilota lidaparāta aerodinamiskām īpašībām, kas nodrošina piezemēšanas iespēju ierobežotā brīvā laukumā, samazinātu trieciena slodzi piezemēšanās momentā, kā arī mazāku sistēmas kopējo svaru, jo nav nepieciešams papildu ekipējums nosēšanās procesa realizēšanai.
- Izskatīta jauna veida BPLAS lidaparāta palaišanas metode, pamatojoties uz spārna tipa bezpilota lidaparāta aerodinamiskām īpašībām, kas nodrošina ar roku palaižamu bezpilota lidaparātu palaišanu, ievērojot operatora drošību, palaišanas iespēju ierobežotā brīvā laukumā, kā arī mazāku sistēmas kopējo svaru, jo palaišanas procesa realizēšanai nav nepieciešams tāds smags papildu ekipējums kā palaišanas katapults.

Promocijas darbā iegūtie rezultāti kalpos kā pierādījums, ka Bezpilota lidaparāta sistēmu izstrādē, kā arī citu sistēmu izstrādē ir nepieciešama sistēmiska pieeja, kuras rezultātā ir iespējams pilnvērtīgi izvērtēt konstruēšanas gaitu, rast jaunus risinājumus, kā arī izvērtēt to atbilstību izvirzītajām prasībām. Modeļa izstrādē sistēmiska pieeja ļauj izmantot brīvi komerciāli pieejamas sastāvdaļas, lai sistēmas izmaksas būtu ekonomiski izdevīgas tādiem lietotājiem, kas nodarbojas ar vides aizsardzības, dabas novērošanas un citām līdzīgām funkcijām tajā pašā laikā nesamazinot sistēmas kopējo funkcionalitāti, kas tiek izvirzīta ar prasībām konstruēšanas sākumā.

Attīstot promocijas darba rezultātus, tos būs iespējams izmantot visās nozarēs, kur tiek izmantotas bezpilota lidaparātu sistēmas, piemēram, uzraudzība, novērošana, dabas pētniecība, piesārņojuma novērošana, ļaujot izvēlēties nepieciešamo lidaparāta pacelšanās vai piezemēšanās veidu atkarībā no apstākļiem.

AIZSTĀVĀMĀS TĒZES

- Izstrādājamā BPLA sistēmas lidaparāta dator simulācijas nepieciešamību.
- Sistēmas lidaparāta jaunu nosēšanās metodi un tās lietderīgumu.

DARBA PRAKTISKĀ NOZĪME

Promocijas darbā ir izstrādāta jauna BPLA sistēma ar uzlabotiem radītājiem un jaunu palaišanas un piezemēšanās sistēmu, kas būtiski ietekmē tās sniegumu. Lidaparāta snieguma radītāji ir labāki. Bezpilota lidaparāta sistēmas konstruēšanā izmantotas brīvi komerciāli pieejamas sastāvdaļas, lai sistēmas izmaksas būtu ekonomiski izdevīgas tādiem lietotājiem, kas

nodarbojās ar vides aizsardzības, dabas novērošanas un citām līdzīgām funkcijām tajā pašā laikā nesamazinot sistēmas kopējo funkcionalitāti, kas tiek izvirzīta ar prasībām konstruēšanas sākumā.

Promocijas darba rezultātus var izmantot tādās zinātniskās jomās kā aeronautika, navigācija, novērošana, kontrole utt.

PROMOCIJAS DARBA APROBĀCIJA

Par darba rezultātiem ziņots septiņās starptautiskajās zinātniskajās konferencēs.

1. 19th International Scientific Conference “Engineering for Rural Development 2020”, (“Remotely Piloted Aircraft System Air Vehicle Wing Airfoil Selection”, N.Glizde, M.Urbaha).
2. 18th International Scientific Conference “Engineering for Rural Development 2019”, (“Remotely Piloted Aircraft System Air Vehicle Type Selection”, N.Glizde, M.Urbaha).
3. 22nd International Scientific Conference “Transport Means 2018”, Lithuania, 03. – 05.10.2018. (“Flight Optimization for Remotely Piloted Aircraft”, N.Glizde, M.Urbaha).
4. RTU 58th International Scientific Conference, Latvia. 12. – 15.10.2017. (“Unmanned Aircraft System Air vehicle Wing Airfoil Selection And Planform Design”, N.Glizde).
5. RTU 57.starptautiskā zinātniskā konference, Latvija. 14.–18.10.2016. (“Identificēšanas un izvairīšanās sistēma bezpilota lidaparātiem”, N.Glizde).
6. RTU 57.starptautiskā zinātniskā konference, Latvija. 14.–18.10.2016. (“Bezpilota lidaparāta sistēma militāro uzdevumu pildīšanai”, N.Glizde).
7. RTU 56.starptautiskā zinātniskā konference, Latvija. 14.–16.10.2015. (“Bezpilota lidaparātu nākotnes attīstības tendences pasaulē”, N.Glizde).

Darba rezultāti publicēti piecos zinātniskajos rakstos

1. Glizde N., Urbaha M (2020), Remotely Piloted Aircraft System Air Vehicle Wing Airfoil Selection. In: Proceedings of International Scientific Conference “Engineering for Rural Development 2020”, Latvia, Jelgava, 20. – 22. May 2020, pp. 1522 – 1530. ISSN 1691-5976. SOURCE: Elsevier SCOPUS. TF379.
2. Glizde N., Urbaha M. (2019), Remotely Piloted Aircraft System Air Vehicle Type Selection. In: Proceedings of International Scientific Conference “Engineering for Rural Development 2019”, Latvia, Jelgava, 22. – 24. May 2019, pp. 1302 – 1312. SOURCE: Elsevier SCOPUS. DOI: 10.22616/ERDev2019.18. N241.
3. Glizde N., Urbaha M (2018) Flight Optimization for Remotely Piloted Aircraft. In: Transport Means 2018: Proceedings of the 22nd International Scientific Conference, Lithuania, Trakai, 03. – 06. October 2018. Kaunas: Kaunas University of Technology, Part III, pp. 1178 – 1184. ISSN 1822-296 X (print), ISSN 2351-7034 (on-line). SOURCE: Scopus.
4. Glizde N. (2017), Wing and Engine Sizing by Using the Matching Plot Technique. - Transport and Aerospace Engineering, Vol. 4, 80. – 87. lpp., ISSN 2255-9876 (online), ISSN 2255-968X (print). doi: 10.1515/tae-2017-0010, Source: De Gruyter.

5. Glizde N. (2017), Plotting the Flight Envelope of an Unmanned Aircraft System Air Vehicle. - Transport and Aerospace Engineering, Vol. 5, 48. – 59. lpp., ISSN 2255-9876 (online), ISSN 2255-968X (print). doi: 10.1515/tae-2017-0018, Source: De Gruyter.

1. BEZPILOTA LIDAPARĀTA SISTĒMU KLASIFIKĀCIJA

1.1. Sistēmu iedalījums kategorijās pamatojoties uz lidaparātu izmēriem

Lai gan BPLA sistēmām ir daudz dažādu elementu, kas nav pašam lidaparātam, tos parasti sadala kategorijās pēc paša lidaparāta veikspējas vai izmēra, kas ir nepieciešams, lai izpildītu prasīto uzdevumu. Tomēr ir iespējams, ka vienai sistēmai tiek pielietoti vairāku lidaparātu veidi, lai izpildītu dažādus uzdevumus, kas savukārt rada problēmu tā izstrādē. Tomēr šie noteikumi pastāvīgi mainās, tā kā tehnoloģiskais progress atļauj mazākām sistēmām pārņemt uzdevumus, ko veikušas lielākas sistēmas. Tādējādi nav iespējams dot konkrētus robežlielumus un sekojošās definīcijas ir aptuvenas un var mainīties.

Šīs sistēmas ir sekojošas:

HALE – liela augstuma un lielas veikspējas (*High Altitude Long Endurance*). Lielāku nekā 15 000 m darbības augstumu un 24+ h darbības ilgumu.

MALE – vidēja augstuma un lielas veikspējas (*Medium altitude long endurance*). Ar darbības augstumu no 5 000 – 15 000 m un 24 h darbības ilgumu. To veicamie uzdevumi ir līdzīgi *HALE* sistēmām, bet galvenokārt mazākos attālumos, kas tomēr pārsniedz 500 km.

TUAV – vidēja attāluma vai taktiskie BPLA (*Medium Range or Tactical UAV*) ar lietošanas attālumu no 100 līdz 300 km. Šie lidaparāti ir mazāki un darbojas ar vienkāršākām sistēmām nekā *HALE* vai *MALE*.

Close-Range UAV – tuva attāluma BPLA, kurus izmanto mobilās armijas kaujas grupas, kā arī izmanto citām militārām/jūras operācijām un dažāda civila rakstura uzdevumiem. To darbības attālums parasti ir līdz 100 km un tiem iespējams ir vislielākais pielietojums abās jomās, tajā skaitā izlūkošanai, mērķa apzīmēšanai, RBK (*NBC – nuclear, biological, camical*) novērošana, lidlauku apsardze, kuģa-krasta novērošana, elektroliniju pārbaude, labības lauku apsmidzināšana, satiksmes novērošana, utt.

MUAV vai *Mini UAV* – attiecās uz BPLA zem noteiktas masas robežlieluma (vēl tiek noteikts), iespējams zem 20 kg, bet ne tik mazi kā *MAV*. Tos var palaist no rokas un to darbības attālums ir līdz 30 km. Tos arī lieto mobilās kaujas grupas un arī tiek lietoti dažādiem civiliem nolūkiem.

Micro UAV vai *MAV* – sākotnēji tā tika dēvēti lidaparāti, kuru spārnu vēziens nebija lielāks par 150 mm. Ir nepieciešams, lai tas spētu lidot lēni un ja iespējams lidojot (no angļu val. *loiter*) nepārvietojoties un nolaisties uz kādas augstas vietas (sienas vai citas). Lai varētu sasniegt izvirzītās prasības, tiek veikti pētījumi pielietojot mazāk pierastas lidaparātu konfigurācijas, tādas, kā ar vēzējošiem spārnēm. Domājams, ka *MAV* galvenokārt būs palaižami ar roku, tādējādi lidaparātiem ar spārnēm būs ļoti maza spārnu noslodze, kas tos padarīs ļoti jutīgus pret atmosfēras turbulenci. Visiem veidiem varētu būt problēmas atmosfēras nokrišņu apstākļos.

NAV – nano lidaparāti (*Nano Air Vehicles*). Tiek piedāvāts to izmērs sikomorū (kalnu kļava) sēkļu lielumā un lietošanai baros radaru mulsināšanas vai krāpšanas nolūkos, tas ir, gadījumā, ja būs iespējams izgatavot pietiekami mazas kameras, dzinējus un kontroles apakšsistēmas ultra īsa attāluma novērošanai. Dažus no šiem uzdevumiem – iespējams līdz pat *TUAV* lielumam – var pildīt rotējošu spārnu lidaparāti un diezgan bieži tiek attiecināti uz tālvaldības pilotējamiem helikopteriem (*RPH - Remotely Piloted Helicopter*) [6].

RPH – ar tālvadību pilotējams helikopters vai VTUAV (RPH - Remotely Piloted Helicopter or VTUAV - Vertical Take-off UAV). Ja lidaparāts var vertikāli pacelties, tad tas parasti var arī vertikāli nolaisties un kas var būt pat svarīgāk uzdevuma izpildei, lidināties gaisā nekustīgi. Rotējošo spārnu lidaparāti jeb helikopteri ir mazāk jūtīgi pret gaisa turbulenci nekā nekustīgo spārnu lidaparāti ar zemu spārnu noslodzi.

UCAV un UCAR – bezpilota kaujas lidaparāts (UCAV - Unmanned Combat Air Vehicle; UCAR - Unmanned Combat Rotorcraft). Izstrādes tiek veiktas arī speciālo nekustīgo spārnu BPLA jomā, kuri varētu palaist ieročus vai pat piedalīties gaisa kaujās [8; 9].

Tomēr HALE, MALE un TUAV bezpilota lidaparāti tiek arvien vairāk pārveidoti gaisa-zeme ieroču pārvietošanai, lai samazinātu trieciena laiku pret mērķiem, kas atklāti to izlūkošanas laikā. Tādējādi tos var arī uzskatīt par kaujas BPLA ar attiecīgo aprīkojumu. Citi termini, kurus reizēm var redzēt, bet kurus mūsdienās mazāk lieto, ir attiecināmi uz operācijas darbības rādītājus dažādām klasēm. Tie ir:

- Liela attāluma BPLA (Long-range UAV) – aizstāts ar HALE un MALE;
- Vidēja attāluma BPLA (Medium-range UAV) – aizstāts ar TUAV;
- Tuva attāluma BPLA (Close-range UAV) – bieži tiek attiecināts uz MUAV vai midi-UAV.

1.2. Militāro bezpilota lidaparātu klasifikācija

Modernā militāro BPLA koncepcija ir balstīta uz dažādu lidaparātu sistēmu kopēju darbību, lai sniegtu atbalstu personālam uz zemes. Kopējā shēma tiek raksturota, kā “Tier” sistēma, kuru militārie plānotāji izmanto, lai iestrādātu dažādus individuālos lidaparātu elementus kopējā integrēto operāciju izmantošanas plānā. Pats nosaukums “Tier” neattiecas uz jebkādu lidaparāta modeli, bet drīzāk uz izpildāmo funkciju kādai šie dažādie modeļi un to ražotāji ir paredzējuši lietošanai [8; 9]. Vispārējā militāro bezpilota lidaparātu klasifikācija ir dota 1.1.tabulā.

1.1.tabula

BPLS klasifikācijas tabula [3]

| Klase | Kategorija | Pielietojums | Normālais darbības augstums | Normālais darbības rādiuss | Primārā atbalsta komandieris | Platformas piemērs |
|--|-----------------|---|-----------------------------|----------------------------|------------------------------|---|
| Klase I (zem 150 kg) | MIKRO < 2 kg | Taktiskā grupa, Individuāli (viens operators) | Līdz 60 m VZL | 5 km (LOS) | Grupas | Black Widow |
| | MINI 2-20 kg | Taktiskā apakšvienība (ar rokas palaišanu) | Līdz 900 m VZL | 25 km (LOS) | Vads/ Rota | Scan Eagle, Skylark, Raven, DH3, Aladin, Strix |
| | MAZA >20 kg | Taktiskā vienība (pielieto palaišanas sistēmu) | Līdz 1 500 m VZL | 50 km (LOS) | Bataljons/ Brigāde | Luna, Hermes 90 |
| Klase II (no 150 kg līdz 600 kg) | TAKTISKĀ | Taktiskā struktūra | Līdz 3 000 m VZL | 200 km (LOS) | Brigāde | Sperwer, Iview 250, Hermes 450, Aerostar, Ranger |

| | | | | | | |
|----------------------------|-----------------------|----------------------------------|----------------------|------------------------|---------------------------------|--|
| Klase III (virs 600 kg) | VALV (MALE) | Operacionālās darbības rajonā | Līdz 13 700 m VJL | Neierobežots (BLOS) | Apvienotie taktiskie spēki | Predator B, Predator A, Heron, Heron TP, Hermes 900 |
| | LALV (HALE) | Stratēģisks / Nacionāls | Līdz 19 800 m | Neierobežots (BLOS) | Operacionālā darbības rajona | Global Hawk |
| | Trieciena / Kaujas | Stratēģisks / Nacionāls | Līdz 19 800 m | Neierobežots (BLOS) | Operacionālā darbības rajona | Sentinel |

1.3. JARUS bezpilota lidaparātu klasifikācija

Lai atvieglotu sistēmai nosakāmos drošības pasākumus, *JARUS* darba grupa, ir izveidojusi BPLAS klasifikāciju pamatojoties uz tās sarežģītības pakāpi.

Esošiem pilotējamiem lidaparātiem, sākuma derīgumam lidojumam prasībās ir tādi parametri, kā, svars, pasažieru skaits, dzinēju skaits/veids un sniegums, lai tos sadalītu pa klasēm. Piemēram, lai BPLAS sertificētu “Lielo lidaparātu” (*‘Large Aeroplane’*), “Lielo helikopteru” (*‘Large Rotorcraft’*) vai “Vietējās klases” (*‘Commuter’*) kategorijās, šajā kategorijā esošs lidaparāts jau ir pietiekami sarežģīts, ar lielu skaitu integrētu sistēmu. Tāpēc izmaiņas uz BPLAS neradīs lielas sekas tā kopējā sarežģītības līmenī. Tomēr tas nav salīdzināms ar citām lidaparāta klasēm.

Zemāk ir aprakstīti sarežģītības līmeņi (*CL - Complexity Levels*), kas ir attiecināmi uz jebkuru BPLA sistēmu [11 - 13]:

- I sarežģītības līmenis (*CL I*): *RPAS* ar kaut kādām automātiskām funkcijām ar ierobežotu vadību uz *RPAS* un ierobežotu spēju automātiski izpildīt uzdevumu/misiju. Neatkarīga manuāla atgriešana vienmēr ir nodrošināta. Uz lidaparāta esošās programmas un elektronisko līdzekļu lietošana ir ierobežota;
- II sarežģītības līmenis (*CL II*): Nozīmējams jebkurai citai *RPAS*, kas nav klasificējama kā *CL I*. *RPAS* lidojumu vadības kontroles sistēma ir pilnībā kontrolējama un ir spējīga automātiski veikt uzdevumu/misiju. Kļūmes gadījumā, pilots/operators var iejaukties, ja nepieciešams, ja vien kļūmes stāvokli nevar uzrādīt kā neiespējamu. Uz šīm *RPAS* sagaidāma ļoti intensīva programmu un uz lidaparātu esošās elektronikas lietošana;
- III sarežģītības līmenis (*CL III*): Nozīmējams autonomām BPLAS. Šī kategorija uz doto brīdi netiek apskatīta *ICAO* un *JARUS* dokumentos.

1.4. Nodaļas kopsavilkums un secinājumi

Šajā nodaļā tika izskatītas pasaulē oficiāli pieņemtās BPLAS klasifikācijas sistēmas. Tas deva iespēju labāk iepazīt ražošanā esošo sistēmu dažādību un sniegumu, izmantošanas jomas, izmantojamus lietderīgās slodzes elementus.

2. BEZPILOTA LIDAPARĀTA HIERARHISKĀ SHĒMA

2.1. Bezpilota lidaparātu sistēmu raksturojums

Sistēmas raksturojums

Krāsojums un apzīmējumi, vispārīgie darbības apstākļi, izturība un uzturēšana, drošība, programmatūra, elektromagnētiskā savietojamība, pretestība elektroniskajiem pretdarbības līdzekļiem, elektronika, pārbaudes-attāluma sakari, komponentu konstrukcija un montāža, veselības kontrole, vadības un kontroles sistēmas.

Atbalsta aprīkojums

Vispārīgās prasības, īpaši klimatiskie apstākļi, palaišanas un nosēšanās sistēmas, kontroles stacija, uzturēšana.

Bezpilota lidaparāts

Vispārīgās prasības, klimatiskie apstākļi, lidošanas sniegums, konstruktīvās izturības prasības, lidaparāta korpuss, dzinējs, aviācijas elektronika, lidojuma pārtraukšana, lietderīgā slodze.

Ir standarti kuros ir pārskatīti sekojoši jautājumi:

- a) prasības, kurām jāatbilst attiecīgai sistēmai, apakšsistēmai vai komponentam;
- b) līdzekļi un metodes atbilstības prasībām apliecināšanai;
- c) vadlīnijas līdzekļu norādei par šīs atbilstības sasniegšanu.

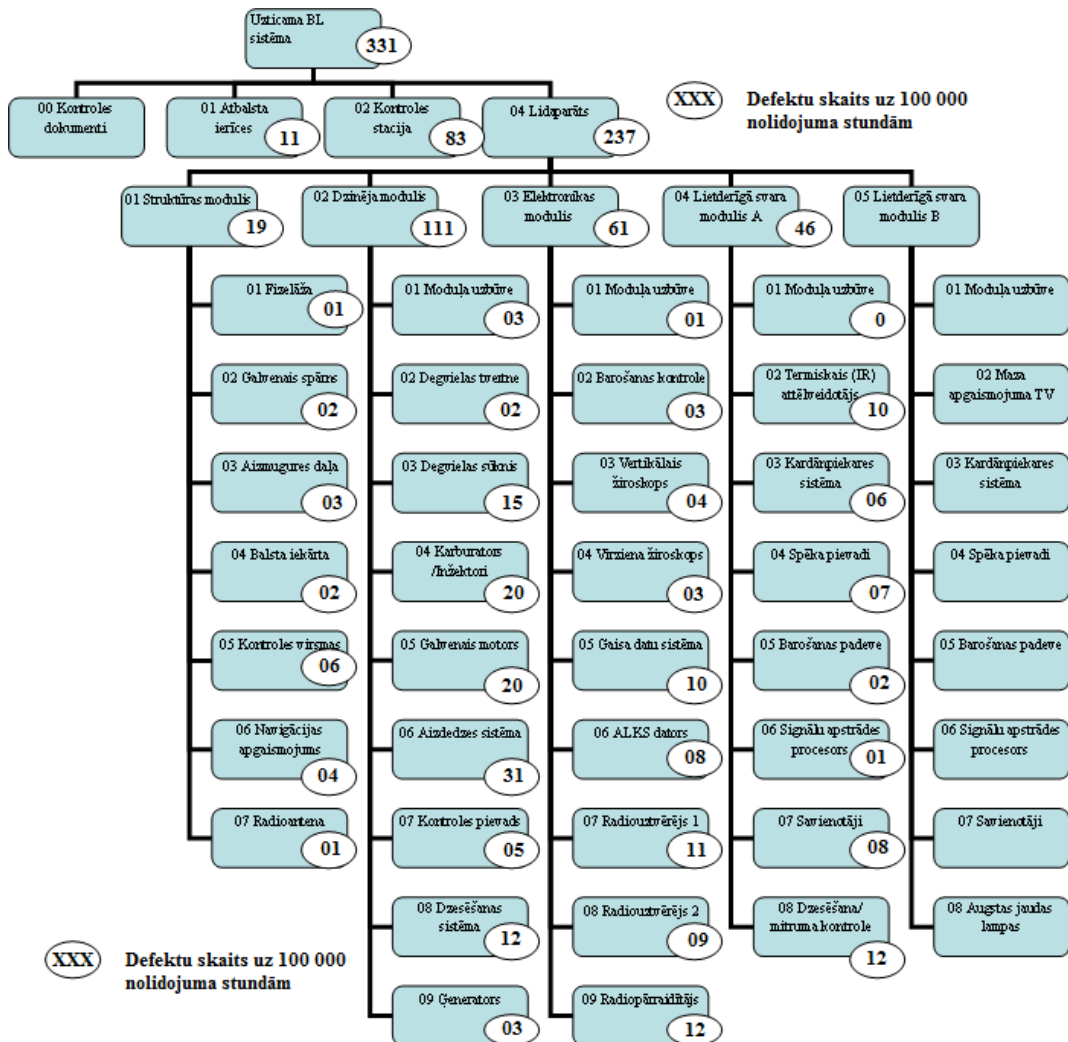
Īpašie dokumenti, kurus ražotājam ir jā sagatavo un pēc nepieciešamības jāatjauno ir:

- a) „Lidojuma slodzes diagramma”, kurā attēlots lidaparāta manevrēšanas plašums un robežlielumi, kurus tas varēs izpildīt. Tas ir nepieciešams, lai varētu izsekot slodzei, kas tiek uzlikta konstrukcijai un komponentiem;
- b) „Izgatavošanas standarts”, kas ir dokuments, kurā pārskaitītas visas apakšsistēmas no kurām lidaparāts un kontroles stacija ir izgatavoti. Tas attiecas uz dokumentu numerācijas sistēmu, kas tiek pielietota, lai saistītu katru komponentu ar tā apakšsistēmu un sistēmu utt. Sistēmas hierarhiskā diagramma ir parādīta 2.1.attēlā, kas attēlo sistēmas uz apakšu ejošu secību komplektēšanas līmenī un tiek iekļauta izgatavošanas standartā, kuru izmanto arī izturības modelim. Tomēr pilnai sistēmas konstrukcijas definēšanai, hierarhisks sistēmas attēlojums paplašinās līdz pat komponentu līmenim. Katrs komponents, ierīce, apakšsistēma, utt., fizikāli atbilst savam references numuram, un tā atrašanās vieta kopējā sistēmā ir viegli nosakāma. Tas atvieglo daļu saraksta izveidošanu ražošanas, piegādes, komplektēšanas, pārbaudes un nomaiņas vajadzībām.
- c) „Izturības modelis”, tāpat kā iepriekšminētie dokumenti, tiek regulāri atjaunots sistēmas izstrādes un pielietošanas dzīves laikā. Sākumā tiek ievadīti paredzamie BPLA sistēmas izturības rādītāji, no tās izstrādes fāzes, ar gaidāmo kļūmju plūsmu katrai ierīcei un attēlotu to ietekmi uz kļūmju plūsmu visai sistēmai kopumā. Šie lielumi tiek atjaunoti vadoties pēc sekojošiem rezultātiem no pārbaudēm un operacionālās pielietošanas datiem.
- d) „Sistēmas reģistrs”, tas ir BPLA sistēmas visu apakšsistēmu saraksts, kurā ir iekļauts visu aprēķina rezultātā iegūto tās snieguma un konstrukcijas kopuma datu

kopsavilkums. Tas satur visu augstākminēto dokumentu kopsavilkumu un norādes uz tiem.

- e) „Pielietošanas un uzturēšanas rokasgrāmatas”, tiek izstrādātas sistēmas izstrādes fāzē un tiek paplašinātas sistēmas izgatavošanas fāzē.

Ar noteikumu, ka visas prasības un procedūras, kas minētas augstāk, tiek apmierinoši izpildītas un apstiprinātas ar veiksmīgiem pārbaudes rezultātiem sistēmas izgatavošanas fāzē, sistēmai tiks piešķirts konstruktīvais sertifikāts, ko izsniedz atbilstoša organizācija. Tas būs apstiprinājums, ka sistēma atbilst aprakstītajam sniegumam un ir droša lietošanā [8].



2.1. att. Sistēmas hierarhiskais un uzticamības modelis [8].

2.2. Konstrukcija slēptiem lidojumiem

Ir trīs iemesli kāpēc BPLA sistēmai vajadzētu palikt nepamanītai uzdevuma izpildes laikā. Tas galvenokārt attiecas uz pašu lidaparātu, kaut gan var arī attiekties uz citiem sistēmas komponentiem. Šie iemesli ir:

- a) lai nebrīdinātu ienaidnieku (militārās operācijas laikā) vai noziedznieku (policijas operācijas laikā) par gaidāmo operāciju;
- b) lai pasargātu lidaparātu no zaudēšanas dēļ ienaidnieka veiktiem pretpasākumiem;
- c) galvenokārt attiecībā uz civilo uzdevumu pildīšanu, maz identificējami lidaparāti samazinās vides traucējumus.

Lidaparātu var identificēt ar tā skaņas vai elektromagnētisko starojumu sekojošos viļņu garumos:

- a) skaņa : 16 m – 2 cm vai 20 – 16 000 Hz;
- b) optiskā/redzamā : 0,4 – 0,7 nm;
- c) infrasarkanā/termālā : 0,75 μ m – 1 mm;
- d) radara/radio : 3 mm – 3 cm.

Tādējādi, lai samazinātu lidaparāta identificēšanas iespējas līdz pieņemamam līmenim, nepieciešams samazināt starojumu vai atstarojumu augstāk minētajām frekvencēm zemāk par robežvērtībām, kas parasti arī ir saistīts ar pildāmo uzdevumu – lidaparāta lidojuma augstums uzdevuma pildīšanas laikā [8; 9].

2.3. Nodaļas kopsavilkums un secinājumi

Šajā nodaļā tika dziļāk apskatīta BPLAS uzbūve, tās dzīves cikla uzturēšanas process un sistēma uzturēšanas procesa nodrošināšanai. Tika izskatīti arī jautājumi BPLA sistēmas lidaparāta slēpjamības nodrošināšanai, kas ļāva smalkāk iepazīt elektromagnētiskā spektra raksturlielumus un metodes ar kādām var panākt katra elektromagnētiskā spektra samazinājumu, lai novērstu tā identificējamību, gan slēpjamības vajadzībām, ja BPLAS tiek lietota speciālām vajadzībām militārā vai iekšlietu jomā, vai arī, lietojot dabas novērošanas jomā, neradītu traucējumus dzīvībai dabai.

3. BEZPILOTA LIDAPARĀTA SISTĒMAS IZSTRĀDE

Lielākā daļa uz lidaparāta bāzes balstītu sistēmu izstrāde notiek trīs sekojošās fāzēs:

- a) Konceptuālā fāze;
- b) Primārā izstrādes fāze;
- c) Detalizētā izstrādes fāze

Pārējās fāzes seko pēc sākuma modeļa izgatavošanas. Tās ir, modifikāciju izstrāde modeļa pilnveidošanas laikā un sekojošas modifikācijas vai uzlabojumi sistēmas lietotāja izmantošanas laikā [14; 15].

3.1. Prasības izstrādājamai sistēmai

Konstruēšanas process sākās ar sistēmai izvirzīto prasību izpēti. Konstruējamai bezpilota lidaparātu sistēmai izvirzītās prasības ir parādītas 3.1. tabulā.

3.1. tabula

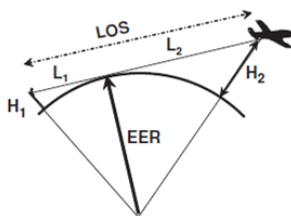
Konstruēšanas prasības izstrādājamai sistēmai

| Nr. p.k. | Raksturlielums | Izvirzītā prasība | Vēlamie dati | Vēlamie tehniskie elementi |
|----------|-------------------------------------|-------------------|--|---|
| 1. | Lidaparāta svars – gatavs lidojumam | max 9 kg | 6 - 8 kg | Izgatavots no viegla izturīga materiāla, kas nodrošina konstrukcijas izturību pret slodzēm, mitrum izturību (iespējams oglekļa šķiedras loksnēm). |
| 2. | Piedziņas veids | elektromotors | - | Elektromotors ar kontroles bloku. |
| 3. | Lidošanas ilgums | 300 min | > 300 min | Lādējamās baterijas, kas nodrošina nepieciešamo lidojuma laiku. |
| 4. | Lietderīgais lidošanas augstums | > 300 m | 350 m vai augstums, kas nodrošina slēptu lietošanu | Slēptais lidošanas augstums ir virs 300 m. Jānodrošina lidojuma augstumu, kas nodrošina labu datu pārraidi un vismaz 300 min ilgu lidojuma laiku. |
| 5. | Izmantošanas augstums | < 4 000 m | - | Virs VJL |
| 6. | Darbības attālums | līdz 50 km | 50 – 75 km | Datu termināls ar antenu, kas nodrošina nepieciešamo pārraidīšanas attālumu. |

| | | | | |
|-----|--|---|---------------|--|
| 7. | Lietderīgā slodze | EO/IR kamera | viņā elementā | Elements pielietojams gan dienas laikā gan naktī, ar svaru no 200 līdz 400 g. |
| 8. | Lidaparāts izjaucams, saliekams un pārnēsājams mugursomā | salikšanas laiks: < 10 min (gatavs pielietošanai) | - | - |
| 9. | Palaišanas veids | ar roku | ar roku | Komplektā, kā izvēles opcija, jābūt paredzētai saliekamai palaišanas katapultai. |
| 10. | Nosēšanās veids | automātiskā režīmā uz korpusa vai ar izpletņi | - | Autopilota sistēma. |
| 11. | Vadība un kontrole | Zemes kontroles stacija, pārnēsājama, < 10 kg. | - | Gatava kontroles stacija, pielāgota pārnēsāšanai mugursomā, vai izgatavota no nepieciešamajiem elementiem. |
| 12. | Lietošanas temperatūru diapazons | -15°C ÷ +40°C | -20°C ÷ +60°C | Atkarīgs no komponentu lietošanas temperatūru diapazona |

Pamatojoties uz projektējamās BPLS datiem tabulā turpmāk tiek veikti aprēķini [14 - 17].

3.2. Tiešā redzējuma radio sakaru attāluma aprēķins



3.1. att. Tiešā redzējuma radio sakaru attāluma aprēķina shēma [8].

$$L_1 = \sqrt{(2 \times EER \times H_1) + H_1^2} \quad (3.1.)$$

$$L_2 = \sqrt{(2 \times EER \times H_2) + H_2^2}, \quad (3.2.)$$

kur L_1 – attālums no ZKS uztvērēja antenas līdz zemes horizonta punktam;

L_2 - attālums no zemes horizonta punkta līdz bezpilota lidaparātam;

H_1 - ZKS antenas augstums;

H_2 – BPLA lidošanas augstums;

EER - zemes rādiuss, kuru lielākām/augstām mikroviļņu frekvencēm (sākot no 30 MHz un uz augšu) pieņem 6 400 km, bet zemākām frekvencēm pieņem 8 500 km.

Mikro/mini tipa bezpilota lidaparātam var izmantot P (1 – 0,3 GHz), L (1 – 2 GHz), S (2 – 4 GHz), C (4 – 7,5 GHz), X (7,5 – 12 GHz) un Ku (12 – 18 GHz) diapazona frekvences, kas ietilpst augsto mikroviļņu diapazonā, tātad aprēķiniem EER tiek ņemts – 6 400 km.

Radio sakaru attālumu starp bezpilota lidaparātu un ZKS no efektīva tiešā redzējuma attāluma (*LOS – Line Of Sight*) viedokļa var aprēķināt pēc sekojoša vienādojuma:

$$LOS = \sqrt{(2 \times (EER) \times H_1) + H_1^2} + \sqrt{(2 \times (EER) \times H_2) + H_2^2}, \quad (3.3)$$

Tiek pieņemts, ka ZKS izmanto operators, pārvietojoties, ar to novietotu mugursomā. ZKS antena piestiprināta pie mugursomas, 1,5 m (H_1) augstumā. BPLA lidošanas augstums tiek pieņemts no 50 līdz 400 m (H_2), aprēķinot *LOS* attālumu ik pa 50 m, tika iegūts radiosakaru attālums, kas parādīts 3.2. tabulā.

3.2. tabula

Radiosakaru attāluma aprēķina tabula

| Nr. p.k. | H_1 , km | H_2 , km | L_1 , km | L_2 , km | EER, km | LOS, km |
|----------|------------|------------|------------|------------|---------|---------|
| 1. | 0,0015 | 0,050 | 4.38178 | 25.2983 | 6 400 | ~ 29.68 |
| 2. | 0,0015 | 0,100 | 4.38178 | 35.7772 | 6 400 | ~ 40.16 |
| 3. | 0,0015 | 0,150 | 4.38178 | 43.8181 | 6 400 | ~ 48.20 |
| 4. | 0,0015 | 0,200 | 4.38178 | 50.5968 | 6 400 | ~ 54.98 |
| 5. | 0,0015 | 0,250 | 4.38178 | 56.5691 | 6 400 | ~ 60.95 |
| 6. | 0,0015 | 0,300 | 4.38178 | 61.9685 | 6 400 | ~ 66.35 |
| 7. | 0,0015 | 0,350 | 4.38178 | 66.9337 | 6 400 | ~ 71.32 |
| 8. | 0,0015 | 0,400 | 4.38178 | 71.5553 | 6 400 | ~ 75.94 |

Izmantojot ZKS uz transporta līdzekļa ar antenas augstumu 2 – 4 m un BPLA lidošanas augstumu līdz 1 000 m, komunikāciju attālums būs nedaudz lielāks par 130 km.

Augstumos ap 300 m bieži ir mākoņi, lai izmantotu elektro optiskās kameras BPLA jālido zemāk par tiem. Šādā gadījumā efektīvais radio signāla pārraidīšanas attālums būs nedaudz lielāks par 50 km, pat līdzenā apvidū. Nepieciešamības gadījumā, radiosakaru nodrošināšanai, jāpielieto releja stacija [8; 18; 19].

3.3. tabula

Radiofrekvenču joslas un diapazoni [8]

| IEEE frekvences | | ES, NATO, ASV ECM frekvences | |
|-----------------|---------------------|------------------------------|---------------------|
| Frekvenču josla | Frekvenču diapazons | Frekvenču josla | Frekvenču diapazons |
| UHF | 0,3 līdz 1,0 GHz | C | 0,5 līdz 1,0 GHz |
| L | 1 līdz 2 GHz | D | 1 līdz 2 GHz |
| S | 2 līdz 4 GHz | E | 2 līdz 3 GHz |
| C | 4 līdz 8 GHz | F | 3 līdz 4 GHz |

Tabulā 3.3. ir parādīti frekvenču diapazoni kādus parasti izmanto mini un mazo bezpilota lidaparātu sistēmu sakariem.

Atbilstoši aprēķinam BPLS vajadzētu nodrošināt komunikāciju līdz ~70 km attālumam tiešās redzamības līnijā (LOS). Sakaru kvalitāte mainās atkarībā no izmantotā frekvenču diapazona. Ir sistēmas, kur vienu frekvenču diapazonu izmanto gan lidaparāta datu pārraidei, gan lietderīgās slodzes datu pārraidei. Lietderīgās slodzes datu pārraidei jāizmanto augstāks frekvenču diapazons sakarā ar lielo datu apjomu. Sakaru nodrošinājuma pārbaude tika veikta *Radio Mobile* programmā. Izvēlētie potenciālo sakaru diapazoni un iegūtie dati apkopoti 3.4.tabulā.

3.4. tabula

Radiosakaru pārbaudes rezultāts programmā *Radio Mobile*

| Nr. p.k. | Frekvenču diapazons, MHz | Jauda, W | Sakaru tālums, km | Sakaru kvalitāte, % |
|----------|--------------------------|----------|-------------------|---------------------|
| 1. | 869.4 – 869.65 | 2 | 63 | 40 |
| | | 4 | 90 | 85 |
| | | 6 | 90 | 95 |
| 2. | 2 400 – 2 483.5 | 2 | 105 | - |
| | | 4 | 104 | 30 |
| | | 6 | 105 | 60 |
| | | 8 | 106 | 80 |
| | | 10 | 106 | 90 |

Iegūto datu vizuāls attēlojums ir parādīts 1.pielikumā. Attēlotas un pārbaudītas tika tās frekvenču joslas, kuras Latvijā var izmantot tālvadāmo gaisa kuģu darbībā bez individuālas atļaujas saņemšanas VAS ES un piedāvā datu terminālu ražotāji. Sakaru nodrošināšanai ir nepieciešama augstāka jauda, nekā tas ir nepieciešams bez individuālas atļaujas saņemšanas VAS ES, tāpēc nepieciešamības gadījumā var izskatīt arī citu frekvenču diapazona lietošanu. Tā kā zemāks frekvenču diapazons nodrošina nepieciešamos sakarus arī pie zemākas jaudas, tad var izskatīt iespēju lietot dažādus frekvenču diapazonus lidaparāta datu (telemetrijas datu) un lietderīgās slodzes datu pārraidei, izmantojot zemāko frekvenču diapazonu tieši lidaparāta datu pārraidei, lai nodrošinātu 100 % kontroli operācijas laikā. Atkarībā no situācijas var izmantot lietderīgās slodzes datu ieraksta režīma funkciju, kur tie nav pieejami reālā laikā. No pārbaudes programmā *Radio Mobile* varēja arī secināt, ka pirms BPLAS lidojuma operācijas veikšanas ir nepieciešama rūpīga maršruta plānošana un sakaru pieejas pārbaude pa lidojuma maršrutu. Šādai pārbaudei labs rīks ir programma *Radio Mobile*, ar kuru var iegūt pilnīgus datus par vietas topogrāfiju, zemes pacēlumu virs jūras līmeņa, augu valsti, u.c. datus. Tādējādi jau pirms lidojuma operācijas veikšanas var izvēlēties labāko ZKS atrašanās vietu un lidojuma maršrutu nepieciešamajā attālumā, kas būs ar nepārtrauktiem sakariem.

3.3. Bezpilota lidaparāta sistēmas konstruēšanas process un konstrukcijas shēma

Lidaparāta korpusa aprēķinam izmantota sistēmu inženierijas pieeja (*Systems Engineering Approach*). Saskaņā ar sistēmu inženierijas pieeju ir noteiktas četras konstruēšanas fāzes.

Lidaparāta izstrāde veikta trīs konstruēšanas soļos:

- 1) Konceptuālā konstruēšana (*Conceptual Design*);
- 2) Sākuma konstruēšana (*Preliminary Design*);
- 3) Detalizētā konstruēšana (*Detail Design*);
- 4) Pārbaude un izvērtēšana (*Test and Evaluation*).

Visu četru konstruēšanas fāžu detaļas lidaparāta konstruēšanā ir apkopotas 3.5. tabulā [13-20].

3.5. tabula

Lidaparāta četru galveno konstruēšanas fāžu apkopojums [14; 20]

| Nr. p.k. | Konstruēšanas fāzes | Konstruēšanas darbības |
|----------|--------------------------|--|
| 1. | Konceptuālā konstruēšana | Lidaparāta konfigurācijas izvēle. |
| 2. | Sākuma konstruēšana | Jānosaka lidaparāta: (I) maksimālo pacelšanās svaru (<i>MTOW</i>); (II) motora jauda; (III) spārna atskaites laukums. |
| 3. | Detalizētā konstruēšana | I. daļa: Veic dominējošo komponentu konstruēšanu: spārna, astes, dzinēja sistēmu, nosēšanās sistēmu (nemehānisku); II. daļa: Veic sekundāro komponentu konstruēšanu: nosēšanās sistēmu/šasijas (mehānisku), motora, korpusa, avionikas, elektrosistēmas, spēka pievadi. |
| 4. | Pārbaude un izvērtēšana | Lidaparāta aerodinamikas pārbaude: pārbaude vēja tunelī; Lidaparāta lidojumu dinamikas pārbaude: lidojuma pārbaude; Lidaparāta konstrukcijas pārbaude Dzinēja sistēmas pārbaude. |

Konceptuālā konstruēšanas fāzē lidaparāts tiek konstruēts ar neprecīziem rezultātiem. Gandrīz visi parametri tiek noteikti pamatojoties uz lēmuma pieņemšanas procedūru un izvēles tehniku.

Savukārt sākuma konstruēšanas fāzē tiek izmantoti aprēķinu procedūras rezultāti. Sākuma konstruēšanas fāzē noteiktie parametri nav galējie un mainīsies turpmāko aprēķinu gaitā, bet šajā fāzē noteiktie parametri ir būtiski un tieši ietekmēs visu detaļu konstruēšanas fāzi. Tāpēc

liela uzmanība ir jāpievērš sākuma konstruēšanas fāzē iegūto rezultātu precizitātei. Sākuma konstruēšanas fāzē tiek noteikti sekojoši lidaparāta pamata parametri: (i) lidaparāta maksimālais pacelšanās svars (*MTOW – Maximum Take-Off Weight*), (ii) spārnu references laukums (S_{ref}), un (iii) dzinēja jauda (P) ja lidaparāts ir ar propellera piedziņu vai vilce (T) ja tiek izvēlēts reaktīvais dzinējs.

Lidaparāta detaļu konstruēšanas fāzē tiek aprēķināti komponentu parametri (tajā skaitā geometriskā forma) visiem komponentiem (piemēram, spārniem, korpusam, astes daļai, šasijas mehānismam un dzinējam).

Sistēmu inženierijas pieeja ir noteikta kā starp disciplīnu pieeja, kurā ietilpst visi tehniskie līdzekļi, lai izstrādātu un apstiprinātu integrētu un dzīves ciklā sabalansētu sistēmas kompleksu cilvēku, produktu un procesu risinājumus, kas apmierina klientu vajadzības.

Lai dizaina procesa grafiks būtu efektīvs, ir nepieciešama kaut kāda procedūra progresu uzraudzībai. Viena no efektīvākajām vispārīgām formām projektu vadības uzraudzībai ir Ganta diagramma (*Gantt Chart*). Ganta diagrammā skaidri redzams projekta statuss. Ganta grafikam ir trīs galvenās iezīmes:

- 1) Informē vadītāju un galveno konstruktoru par esošajiem uzdevumiem un kuriem tie ir uzdoti;
- 2) Tas parāda ielānotos datumus, kad un kādiem uzdevumiem jābūt sāktiem un kad pabeigtiem, kā arī grafiski attēlo attiecīgā uzdevuma izvērtēto lielumu;
- 3) Tas parāda arī faktiskos datumus, kad attiecīgais uzdevums ir sākts un pabeigts.

Konstruēšanas procesa pieeja lēmuma pieņemšanai, lai izvēlētos labāko alternatīvu, ir pieci sekojošie soļi [14; 20]:

1. Solis. Noteikt visas alternatīvas, kas iekļaujamas attiecīgajā konstruēšanas posmā. Mēģināt izstrādāt pēc iespējas vairāk konstruēšanas koncepcijas izmantojot diskusiju/ideju meklēšanas tehniku (*Brainstorming Technique*). Tomēr, ņemot vērā resursus, kas nepieciešami, lai iekļautu un apsverot visas alternatīvas, ir uzmanīgi jāapdomā, lai samazinātu alternatīvas līdz pārvaldāmajam skaitam.

2. Solis. Otrajā solī, lai izvēlētos labāko konstrukciju, identificē un nosaka kritērijus. Šie kritēriji vēlāk kalpos, kā vadlīnijas, lai izstrādātu citus izvēles variantus.

3. Solis. Šajā solī nosaka metriku. Metriku nosaka, lai saīsinātu ceļu uz kritēriju izpildes mēriem un vienībām. Metrika ir instruments, lai izvairītos no sarežģītas situācijas, tādas kā dažādu lielumu salīdzināšana, nosakot kopēju vērtēšanas skalu un attēlojot katra kritērija metriku uz šīs skalas. Vienkāršākā vērtēšanas skala ir attēlot katru kritēriju kā lieliski (*excellent*), pietiekami (*adequate*) vai vāji (*poor*). Raksturīgākā metrika lidaparāta snieguma mērīšanai ir maksimālais ātrums (*maximum speed*), pacelšanās ceļa garums (*take-off run*), augstuma uzņemšanas ātrums (*rate-of-climb*), attālums (*range*), ilgums (*endurance*), pagrieziena rādiuss (*turn radius*), pagrieziena ātrums (*turn rate*), maksimālais lidojuma augstums (*ceiling*).

4. Solis. Ceturtajā solī ir jātiek galā ar kritērijiem, kam ir nevienāda nozīme. Konstruktoram nedrīkst attiekties pret visiem kritērijiem kā vienādi svarīgiem. Konstruktoram jāmēģina noskaidrot cik katrs kritērijs ir svarīgs klientam. Vienkāršākais ir katram kritērijam piešķirt skaitlisku vērtību pēc svarīguma, lai noteiktu tā svarīgumu attiecībā pret citu kritēriju.

5. **Solis.** Izvēlēties alternatīvu, kura ieguvusi augstāko prioritāti. Sagaidāms, ka šādā lēmuma pieņemšanas procesā, tiks iegūts visvēlamākais rezultāts.

Lai pielietotu sistēmu inženierijas tehniku ir jāpieņem lēmums, kas ir sistēma. Lai nodrošinātu struktūru ir noteikti sekojoši līmeņi [13 - 20]:

1. **Līmenis.** Sistēmu sistēmas līmenis (*System-of-systems level*). Gaisa transporta/aizsardzības sistēma, kurā ietilpst lidaparāts, raķetes, satelīti, zemes stacijas, lidostas, gaisa satiksmes vadība, utt.

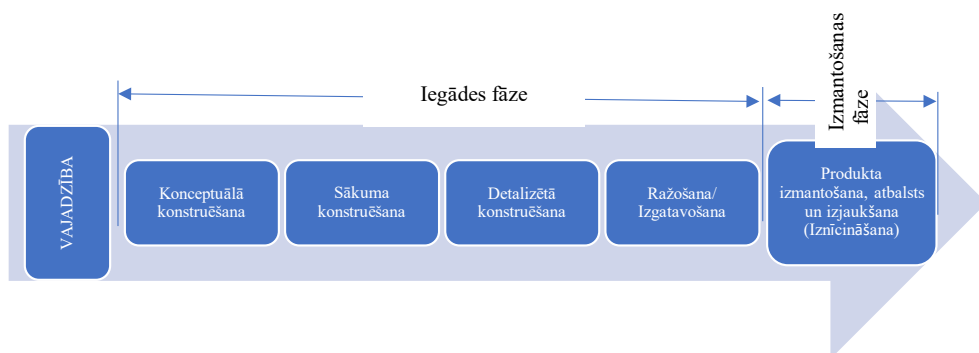
2. **Līmenis.** Sistēmas līmenis (*System level*). Lidaparāts un/vai saistītās sistēmas, kurās ietilpst lidaparāts, lietotāji, operatori, apmācītāji, rūpnīcas, apkopes darbnīcas, utt.

3. **Līmenis.** Apakšsistēmas līmenis (*Subsystem level*). Galvenās lidaparāta apakšsistēmas, kurās ietilpst lidojuma kontroles mehānisms, hidraulika, elektroapgāde, aviācijas, elektronika, dzinējs, degviela, gaisa kondicionieris, lidaparāta struktūra/rāmis, sēdvietas, utt.

4. **Līmenis.** Komponentu līmenis (*Component level*). Komponenti, kuros ietilpst spārni, lidaparāta korpus, lidaparāta aste, šasija, radars, sūkņi, gondolas, kontroles virsmas, papildus/rezerves spēka iekārtas, utt.

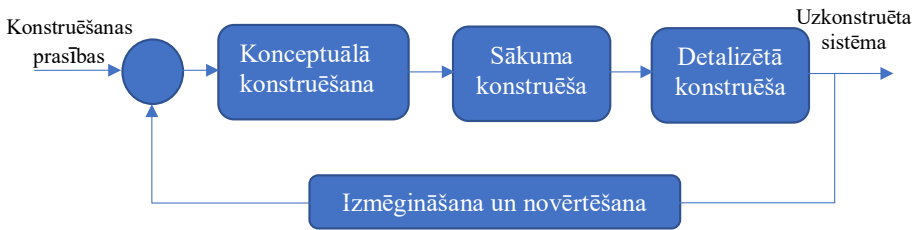
5. **Līmenis.** Rezerves daļu līmenis (*Part level*). Rezerves daļas, kurās ietilpst piederumi, aizdares slēdži, lāpstīņas, propellers, skrūves, uzgriežņi, ribas, takelāža, rāmis, pārsegi, vārpstas, vadi, caurules, utt.

Kopsavilkums sistēmas izstrādei konceptuālā, sākuma, detalizētā konstruēšanas daļa un ražošana, un/vai būvēšanai tiek saukta par *iegūšanas stadiju*, bet kopsavilkums produkta izmantošanā, atbalstā, pārejas un atbrīvošanās daļās par – *izmantošanas stadiju* (sk. attēlu 3.2. zemāk). Ir nepieciešams, lai lidaparātu konstruktori būtu uzmanīgi pret izmantošanas rezultātiem, jau agrā konstruēšanas un izstrādes stadijā. Tiem arī būtu jāveic produkta dzīves cikla inženiertehnisku pētniecību jau agrā konstruēšanas procesa stadijā.



3.2. att. Sistēmas dzīves cikla modelis [14; 20].

Attēlā 3.3. zemāk ir parādīta galveno konstruēšanas pasākumu saistība sistēmu inženierijas pieejā. Konstruēšanas process sākās ar konceptuālās konstruēšanas fāzi pamatojoties uz konstrukcijas prasībām. Sākuma konstruēšanas fāze sākās uzreiz pēc konceptuālās konstruēšanas fāzes un tajā tiek izmantoti iegūtie rezultāti no konceptuālās konstruēšanas fāzes.



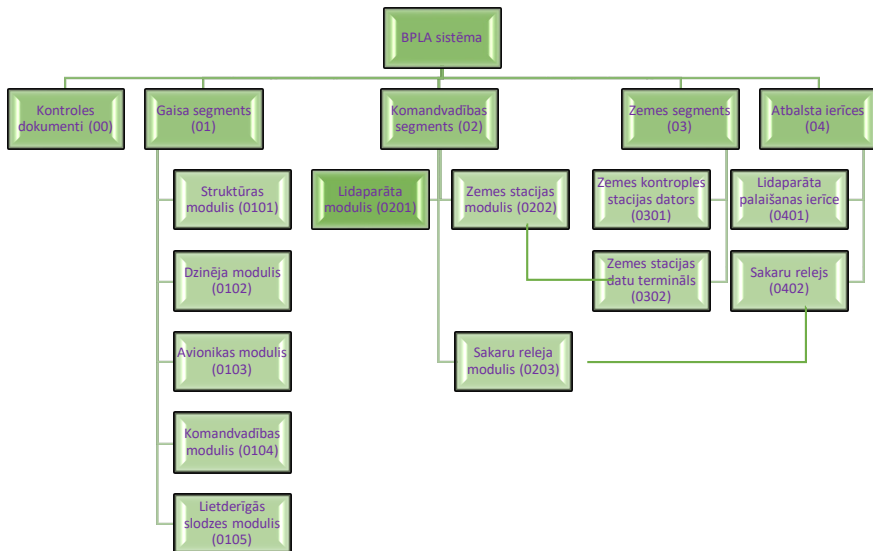
3.3. att. Saistība starp četrām galvenajām konstruēšanas fāzēm [14; 20].

Konceptuālās konstruēšanas fāzē tiek veikti sekojoši soļi:

1. Identificē problēmu un pārvērš to sistēmas vajadzības formulējumā, kas nodrošinās risinājumu.
2. Veic sistēmas izpildes plānošanu (piemēram, izstrādā Ganta grafiku) atbilstoši identificētai vajadzībai.
3. Veic iespējamības izpēti, pārliecinoties, ka sistēma ir praktiska un novedīs līdz tehniskās pieejas detaļām sistēmas konstruēšanai.
4. Izstrādā sistēmas operacionālās prasības aprakstot funkcijas, ko sistēmai jāizpilda pabeidzot tās konstruēto uzdevumu.
5. Piedāvāt ražošanas/uzturēšanas plānu nepārtrauktam sistēmas atbalstam visu tās vēlamā dzīves cikla laiku.
6. Identificēt un prioritizēt tehniskos mērus (*TPMs - technical performance measures*) un ar konstruēšanu saistītos kritērijus.
7. Veikt sistēmas līmeņa funkcionālo analīzi un piešķirt prasības dažādajām apakšsistēmām.
8. Noformulēt vajadzības un izstrādāt metriku to izvērtēšanai.
9. Veikt diskusijas un izstrādāt vairākas koncepcijas, lai vērstu konstruēšanas prasības un sastādītu to raksturojuma sarakstu.
10. Veikt kompromisu analīzi, lai izvēlētos labāko.
11. Izstrādāt sistēmas specifikāciju.
12. Veikt koncepcijas pārskatu (*CDR - a conceptual design review*).
13. Ja koncepcijas pārskats neapstiprina koncepciju, izvēlēties jaunu pieeju un izstrādāt jaunu koncepciju.

Konceptuālās konstruēšanas sākumā tiek noteikti izstrādājamās sistēmas tehniskie mēri (*TPM – Technical Performance Measures*), kas apraksta sistēmas izpildes prasības. Tehniskajos mēros iekļauj tādas kvalitatīvos un kvantitatīvos faktorus, kā klienta sūdzība, cilvēciskais faktors, svars, ģeometrija, tilpums, ātrums, procesa ilgums, operacionālās izmaksas, uzturēšanas izmaksas, identificējamība, ražošanas iespējas, iegūstamība.

Attiecīgi pēc konstruēšanas prasību 3.1. tabulas tiek sastādīts sistēmas sadalījums apakšsistēmās.



3.4. att. Izstrādājamās BPLA sistēmas hierarhiskā modeļa struktūra [20 – 25].

Atbilstoši BPLAS hierarhiskajam modelim tiek veikta sistēmas elementu konstruēšana vai izvēle no ražošanā esošajiem pielietojot multidisciplināro optimizācijas metodi [14; 20 – 25].

3.4. Nodaļas kopsavilkums un secinājumi

Šajā nodaļā tika izskatīts BPLAS konstruēšanas process. Apskatīti konstruēšanas procesa soļi. Tika izskatīts kādā veidā pareizi organizēt konstruēšanas procesu, lai varētu izsekot tā progresam, izvairīties no kļūdām, kas varētu radīt problēmas tālākās konstruēšanas procesa fāzēs. Tika apskatīts, kā pareizi sastādīt konstruējamās sistēmas struktūras shēmu, darbu plūsmas grafiku, kā arī lietu, kas nepieciešama reāli konstruējot sistēmu, tas ir finanšu plūsmas grafiks.

4. KONCEPTUĀLĀ KONSTRUĒŠANAS FĀZE

4.1. Bezpilota lidaparāta sistēmas lidaparāta tipa izvēle

Problēmas nostādne: Jāuzkonstruē bezpilota lidaparāta sistēma speciālu uzdevumu pildīšanai, tas ir, izlūkošanas, novērošanas un mērķa iegūšanas funkcijām, ar prasībām, kas noteiktas 3.1.tabulā.

Atbilstoši iepriekšējās nodaļas 3.5. tabulā “Lidaparāta četru galveno konstruēšanas fāžu apkopojums” minētajam konceptuālās konstruēšanas fāzes uzdevumam, tiek izvēlēts lidaparāta modelis atbilstoši prasībām sastādītajam tehniskā snieguma mēru lielumu sarakstam.

Šajā konstruēšanas stadijā tika noteikta spārna tipa lidaparāta konfigurācija ar galvenajiem komponentiem izvēlētā konstruēšanas variantā un izvēlētas iespējamās alternatīvas. Lidaparāta konstruēšanas procesam ir iteratīvs raksturs dēļ pārbaudes un izvērtēšanas prasībām. Jebkad, kad tiek veiktas izmaiņas komponentā mazākais, kas notiksies, mainīsies lidaparāta svars un smaguma centrs. Tādējādi jāveic izmaiņas, lai lidaparāts ieturētu pareizu trajektoriju. Trīs galvenās prasības, kurām jāpievērš īpaša uzmanība, ir: (i) snieguma prasības, (ii) stabilitātes prasības un (iii) kontrolējamības prasības. Šīs konstruēšanas prasības rada nepieciešamību pēc trim izvērtēšanām un trim atgriezeniskām saitēm [14; 15].

Bezpilota lidaparāta galīgā konstrukcija tiks noteikta konstruēšanas procesā. Labākā konfigurācija tiks atrasta optimizācijas procesā. Optimizācijas metodoloģija parādīs tehniku, kas ļaus konstruktoram izvēlēties tādus konfigurācijas parametrus, kas saskanēs ar konstruktīvajām prasībām visoptimālākajā veidā [14; 15; 26 - 29].

Viena no būtiskākajām lietām, kuru konstruktoram ir jāveic, ir jānosaka lidaparāta tips ar pilnu tā specifikācijas aprakstu. Tas virzīs konstruēšanas procesu pareizajā virzienā un palīdzēs izvairīties no pārpratumiem vēlākās konstruēšanas stadijās. Lidaparāta tips atkarīgs no tā uzdevuma un tam izvirzītām prasībām [14; 15].

Lidaparāta konstruēšanas ierobežojošie lielumi ir klienta izvirzītās prasības un prasības, ko izvirzītas sertifikācijas specifikācijā (EASA CS). Konstruktors var novirzīties no klienta izvirzītajām tikai tādā gadījumā, ja tam ir būtisks pamatojums, vai tas var pierādīt, ka izvirzītā prasība nav praktiska.

Šajā gadījuma BPLAS attiecas uz mikro grupas sistēmu, kurai oficiāli valstiski ierobežojumi nav noteikti. Bezpilota lidaparātiem, kuru svars ir lielāks par 150 kg sertifikācijas prasības ir noteiktas militārajā standartā *STANAG 4671*, kas ir izstrādāts pamatojoties uz EASA dokumentu CS 23.

Izstrādē tiks izmantotas prasības, kuras ir klienta noteiktas un kas noteiktas oficiālajos dokumentos *STANAG 4671*, *CS 23* un *CS VLA (Certification Specification for Very Light Aeroplanes)* [30].

Lidaparāta konstrukcijai ir jāatbilst izvirzītajām konstruēšanas prasībām, ja vien nav apstiprinājuma tam, ka kāda no prasībām nav reāla [28].

Konstruēšanas procesā, lai izvēlētos labāko alternatīvo variantu, lēmuma pieņemšana tiek veikta piecos sekojošos soļos [14; 21; 28; 31]:

1.solis Noteikt visas iespējamās alternatīvas, kuras jāiekļauj šajā konstruēšanas fāzē.

2.solis Šajā solī tiek noteikti un definēti kritēriji, lai varētu izvēlēties labāko konstrukciju.

3.solis Katram kritērijam tiek noteikts kvantitatīvs lielums.

4.solis Tiek noteiktas katra kritērija vērtības, lai varētu izvērtēt to svaru pret citiem kritērijiem.

5.solis Izvēlās alternatīvu kura ieguvusi viss augstāko prioritāti vai vērtību.

4.2. Lidaparāta konfigurācijas alternatīvas (1.solis)

Noteikt BPLAS lidaparāta optimālo konfigurāciju.

Risinājums: sākumā tiek noteiktas vairākas BPLAS lidaparāta konfigurācijas, no kurām A ir pamata konfigurācija [14; 15]:

A konfigurācija: konvencionālā konfigurācija, ar piedziņu, elektromotors, divi motori, vilces (*tractor*) tipa motori, fiksēti motori, motori spārnos, viens spārns, nekustīgs spārns, taisns spārns, spārns ar noteiktu iestatījuma leņķi, vidēja novietojuma spārns, konsoles tipa stiprinājums, aizmugures aste, konvencionāla tipa aste, maināmi nosēšanās paliktņi, gara viena korpusa fizelāža, uz spārna flapeironi, horizontālai astei elevators, vertikālai astei virzienstūre, elektriska spēka mehānismu piedziņa, koka (finiera) un kompozītmateriālu struktūra;

B konfigurācija: konvencionālā konfigurācija, ar piedziņu, elektromotors, viens motors, vilces (*tractor*) tipa motors, fiksēts motors, motors korpusa priekšdaļā, viens spārns, nekustīgs spārns, konusveida spārns, spārns ar noteiktu aizmugures virziena bultveidīguma leņķi, spārns ar noteiktu iestatījuma leņķi, augstā novietojuma spārns, konsoles tipa stiprinājums, aizmugures aste, konvencionāla tipa aste, izpletņa nosēšanās mehānisms, gara viena korpusa fizelāža, uz spārna flapeironi, horizontālai astei elevators, vertikālai astei virzienstūre, elektriska spēka mehānismu piedziņa, koka (finiera) un kompozītmateriālu struktūra;

C konfigurācija: konvencionālā konfigurācija, ar piedziņu, elektromotors, viens motors, grūdēja (*pusher*) tipa motors, fiksēts motors, motors korpusa vidusdaļā, viens spārns, nekustīgs spārns, konusveida spārns, spārns ar noteiktu iestatījuma leņķi, saulesarga (*parasol*) tipa spārna novietojums, konsoles tipa stiprinājums, aizmugures aste, konvencionāla tipa aste, maināmi nosēšanās paliktņi, dziļās iekrišanas nosēšanās, gara fizelāža ar pacēlumu augšpusē, uz spārna flapeironi, horizontālai astei elevators, vertikālai astei virzienstūre, elektriska spēka mehānismu piedziņa, koka (finiera) un kompozītmateriālu struktūra;

D konfigurācija: nekonvencionālā konfigurācija, bezastes spārna tipa konfigurācija, ar piedziņu, elektromotors, viens motors, grūdēja (*pusher*) tipa motors, fiksēts motors, motors korpusa aizmugures daļā, viens spārns, nekustīgs spārns, konusveida spārns, spārns ar noteiktu aizmugures virziena bultveidīguma leņķi, spārns ar noteiktu iestatījuma leņķi, augstais/vidējais spārna novietojums, konsoles tipa stiprinājums, bezastes, vertikālā aste spārnu galos (vingleti), maināmi nosēšanās paliktņi, dziļās iekrišanas nosēšanās, īsa fizelāža ar vāku augšpusē, uz spārna flapeironi/elevoni, bez virzienstūres (apvienots ar uz spārna esošajiem flapeironiem/elevoniem), elektriska spēka mehānismu piedziņa, koka (finiera) un kompozītmateriālu struktūra;

E konfigurācija: nekonvencionālā konfigurācija, bezastes spārna tipa konfigurācija, ar piedziņu, elektromotors, viens motors, grūdēja (*pusher*) tipa motors, fiksēts motors, motors

korpusa aizmugures daļā, viens spārns, nekustīgs spārns, konusveida spārns, spārns ar noteiktu aizmugures virziena bultveidīguma leņķi, spārns ar noteiktu iestatījuma leņķi, augstais/vidējais spārna novietojums, konsoles tipa stiprinājums, bezastes, maināmi nosēšanās paliktņi, dziļās iekrišanas nosēšanās, īsa fizelāža ar vāku augšpusē, uz spārna flapeironi/elevoni, dubultā vertikālā aste spārna pamata daļās ar virzienstūri, elektriska spēka mehānismu piedziņa, koka (finiera) un kompozītmateriālu struktūra;

F konfigurācija: nekonvencionālā konfigurācija, bezastes spārna tipa konfigurācija, ar piedziņu, elektromotors, viens motors, grūdēja (*pusher*) tipa motors, fiksēts motors, motors korpusa aizmugures daļā, viens spārns, nekustīgs spārns, konusveida spārns, spārns ar noteiktu aizmugures virziena bultveidīguma leņķi, spārns ar noteiktu iestatījuma leņķi, augstais/vidējais spārna novietojums, konsoles tipa stiprinājums, bezastes, izpletņa nosēšanās mehānisms, īsa fizelāža ar vāku augšpusē, uz spārna flapeironi/elevoni, vertikālā aste spārna galos ar virzienstūri, elektriska spēka mehānismu piedziņa, koka (finiera) un kompozītmateriālu struktūra;

G konfigurācija: nekonvencionālā konfigurācija, V-veida astes konfigurācija, ar piedziņu, elektromotors, viens motors, grūdēja (*pusher*) tipa motors, fiksēts motors, motors korpusa aizmugures daļā, viens spārns, nekustīgs spārns, konusveida spārns, eliptisks spārns, spārns ar noteiktu iestatījuma leņķi, augstais spārna novietojums, konsoles tipa stiprinājums, V-veida aste ar virzienstūri, maināmi nosēšanās paliktņi, dziļās iekrišanas/planēšanas nosēšanās, garā fizelāža ar vāku augšpusē, aste fizelāžas beigās, uz spārna flapeironi, elektriska spēka mehānismu piedziņa, koka (finiera) un kompozītmateriālu struktūra;

H konfigurācija: nekonvencionālā konfigurācija, V-veida astes konfigurācija, ar piedziņu, elektromotors, viens motors, grūdēja (*pusher*) tipa motors, fiksēts motors, motors korpusa aizmugures daļā, viens spārns, nekustīgs spārns, konusveida spārns, eliptisks spārns, spārns ar noteiktu aizmugures virziena bultveidīguma leņķi, spārns ar noteiktu iestatījuma leņķi, augstais spārna novietojums, konsoles tipa stiprinājums, V-veida aste ar virzienstūri, izpletņa nosēšanās sistēma, garā fizelāža ar vāku augšpusē, aste fizelāžas beigās, uz spārna flapeironi, elektriska spēka mehānismu piedziņa, koka (finiera) un kompozītmateriālu struktūra.

4.3. Kritēriju identificēšana un noteikšana (2.solis)

Tiek noteikti tehniskā snieguma mēri (*TPM - the Technical Performance Measures* or), kuros iekļauj sistēmas konstrukcijas prasības. *TPM* parametros iekļauj gan kvalitātes, gan kvantitātes datus, cilvēcīgos faktorus, svaru, ģeometrisku formu, tilpumu, ātrumu, procesa ilgumu, operacionālās izmaksas, uzturēšanas izmaksas, identificējamību, ražošanas iespējas, iegūstamību [14; 28; 31].

Vērtēšanas kritēriji [14; 15]

| Nr. p.k. | Tehniskā snieguma mēri (TPM) | Mērķis |
|----------|--|--|
| 1. | Izmaksas | Minimālas tiešās operacionālās izmaksas Minimālas kopējās ražošanas izmaksas Minimālas sistēmas dzīves cikla izmaksas Maksimāla lietderīgā slodze uz EUR vienību |
| 2. | Konstruēšanas un operacionālās darbības ilgums | Minimāls konstruēšanas ilgums Minimāls ražošanas ilgums Maksimāls lidaparāta darbības mūžs |
| 3. | Svars | Minimāls pacelšanās svars Minimāls tukš svars Maksimāls degvielas svars |
| 4. | Sniegums | Maksimāls kreisēšanas lidojuma ātrums Maksimāls attālums Maksimāls lidojuma ilgums Maksimāls absolūtais augstums Minimāls pacelšanās ceļa garums Maksimāls augstuma uzņemšanas ātrums Maksimāla manevrēt spēja |
| 5. | Lidošanas kvalitāte | Viskontrolējamākais Visstabilākais |
| 6. | Izskats (biedējošs vai pievilcīgs) | Visizskatīgākais |
| 7. | Uzturamība | Visvieglāk uzturams Viselastīgākais (attīstības iespējas) Visuzticamākais |
| 8. | Izgatavojamība (viegli izgatavojams) | Visvieglāk ražojamais |
| 9. | Iznīcināmība (Izmērs) | Visīsākais spārnu vēziens Visīsākais korpuss Mazākais lidaparāta augstums Visietilpīgākais korpuss |
| 10. | Redzamība/ne redzamība | Visslēptākais |

Tabulā 4.4. parādītie tehniskā snieguma mēri tiks vērtēti pret katru lidaparāta konstrukcijas elementu (korpusu, spārnu, utt.).

4.4. Kritēriju kvantitatīva lieluma noteikšana (3.solis)

Lai iegūtu galējo rezultātu, katram kritērijam tiek piešķirta prioritāte un attiecīga svērtā vērtība, kas parādītas 4.5. tabulā.

4.5. tabula

Vērtēšanas kritēriju prioritātes [14; 15]

| Nr. p.k. | Tehniskā snieguma mēri | Svērtā vērtība, % | Prioritāte |
|----------|--------------------------------------|-------------------|------------|
| 1. | Izmaksas | 9 | 6 |
| 2. | Konstruēšanas ilgums | 4 | 8 |
| 3. | Lidaparāta svars | 7 | 7 |
| 4. | Sniegums | 15 | 3 |
| 5. | Lidošanas kvalitāte | 20 | 1 |
| 6. | Izskats (biedējošs vai pievilcīgs) | 1 | 10 |
| 7. | Uzturamība | 14 | 4 |
| 8. | Izgatavojamība (viegli izgatavojams) | 10 | 5 |
| 9. | Izjaucamība/iznīcināmība (Izmērs) | 2 | 9 |
| 10. | Redzamība/ne redzamība | 18 | 2 |

Ir iespējams, ka konstruēšanas laikā būs nepieciešams veikt izmaiņas komponentos, kas savukārt radīs izmaiņas lidaparāta svarā un gravitācijas centrā. Ja tādas izmaiņas tiks veiktas, tad būs nepieciešams atkārtoti izvērtēt lidaparāta gravitātes centru, lai nodrošinātu pareizu lidojuma trajektoriju. Galvenā uzmanība jāpievērš lidaparāta snieguma, stabilitātes un kontrolējamības prasībām [14; 32].

Tabulā 4.6. ir attēlotas konfigurācijas parametru alternatīvas pielāgotas atbilstoši konstruējamai sistēmai no Tabulas 4.2., kuras nepieciešamības gadījumā varēs izmantot konstruēšanas procesā. Optimizācijas procesā tiks atrasta un apstiprināta vislabākā konfigurācija. Optimizācijas procesa metode ļaus izvēlēties konfigurācijas parametrus, kas atbilst konstruēšanas prasībām visoptimālākajā veidā.

Konfigurācijas parametru alternatīvas [14; 15]

| Nr. p.k. | Konfigurācijas parametrs | Konfigurācijas parametra alternatīva |
|----------|--|--|
| 1. | Konvencionalitāte | (i) Konvencionāla un (ii) nekonvencionāla |
| 2. | Dzinējs | (i) Ar dzinēju |
| 3. | Motors | (i) Elektromotors |
| 4. | Motoru skaits | (i) Viens |
| 5. | Motora un lidaparāta GC | (i) Grūdējs (<i>pusher</i>) un (ii) vilcējs (<i>tractor</i>) |
| 6. | Motora uzstādījums | (i) Nekustīgs |
| 7. | Motora novietojums | (i) Uz korpusa, (ii) iekšā korpusā |
| 8. | Spārnu skaits | (i) Viens |
| 9. | Spārņa veids | (i) Nekustīgs spārns |
| 10. | Spārņa forma | (i) Taisns, (ii) trapecveida, (iii) bultveida, un (iv) delta spārns |
| 11. | Spārņa bultveidīgums | (i) Nemainīgs un (ii) mainīgs |
| 12. | Spārņa iestatījuma leņķis | (i) Nemainīgs |
| 13. | Spārņa novietojums | (i) Augsts, (ii) zems, (iii) vidējs, un (iv) izpletņa tipa |
| 14. | Spārņa stiprinājums | (i) Konsoles veida un (ii) ar stieņiem |
| 15. | Astes vai ar priekšspārniem (<i>canbard</i>) | (i) Aste, (ii) priekšspārni (<i>canard</i>), un (iii) trīs virsmu |
| 16. | Astes veids | (i) Konvencionāla, (ii) T-veida, (iii) H-veida, (iv) V-veida, un (v) + veida, utt. |
| 17. | Vertikālā aste | (i) Bez vertikālās astes (<i>VT</i>), (ii) viena <i>VT</i> korpusa mugurdaļā, (iii) divas <i>VT</i> korpusa mugurdaļā, un (iv) divas <i>VT</i> spārņa galos. |
| 18. | Nosēšanās mehānisms | (i) Izpletnis, (vi) gaisa spilvens, (viii) maināmi nosēšanās paliktņi. |
| 19. | Korpuss | (i) Viens īss korpuss, (ii) viens garš korpuss. |
| 20. | Lietderīgās slodzes uzstādījums | Atkarībā no lietderīgās slodzes veida var būt daudzējādi risinājumi. |
| 21. | Horizontālās astes kontroles virsmas | (i) Aste un elevators un (ii) daudzpusīgi kustīga horizontālā aste. |
| 22. | Vertikālās astes kontroles virsmas | (i) Vertikāla aste un rūders un (ii) daudz kustīga vertikālā aste. |
| 23. | Spārņa kontroles virsmas | (i) Eleroni un aizplākšņi (<i>flap</i>) un (ii) flapeironi. |
| 24. | Spārņa-astes kontroles virsmas | (i) Konvencionālas (elevators, elerons, un ruders), (ii) rudervators, (iii) elevons, (iv) šķeltais rūders, un (v) ar grūdes-vektoru. |
| 25. | Kontroles virsmu piedziņa | (i) Elektriskie servo motori, (ii) elektriskie servo motori ar wi-fi. |
| 26. | Izgatavošanas materiāli | (i) Kompozīta, (ii) koks/finieris, (ii) primārā struktūra: putas, sekundārā struktūra: kompozītmateriāli, (i) metāls, |

Konstruēšanas procesā jānosaka lidaparāta veids ar tā pilnu tehnisko specifikāciju. Ja lidaparāta tips ir noteikts pareizi, tad tālākais konstruēšanas process būs vieglāks un palīdzēs izvairīties no pārpratumiem turpmākās konstruēšanas fāzēs. Lidaparāta tips ir atkarīgs no operacionālās darbības uzdevumiem un izvirzītajām konstruēšanas prasībām [14; 15; 17].

4.5. Konstruēšanas mērķa vērtību noteikšana (4.solis)

Ar izmantoto metodoloģiju ir iespējams izvērtēt sistēmu raksturlielumus, salīdzinot vairākas konstrukcijas kvantitatīvā veidā. Lai būtu drošs, ka izvēlēta konfigurācija pēc veiktajiem aprēķiniem ir konfigurācija, kura tika meklēta šajā fāzē, jāievēro pareiza metodoloģija un aprēķinu procedūra. Katrs parametrs tiek izvērtēts ar cipariem 0 un 1. Prioritāšu svērtās vērtības tiek sadalītas starp visiem tehniskā snieguma mēriem tādā veidā, ka to summa veido 100% [14; 15; 17; 31; 32]. Tiek noteikti desmit mērķa parametri. Katra mērķa parametra indekss ir vienāds ar konfigurācijas parametru ieguldījumu summu. No desmit konstruēšanas mērķa parametriem, trīs ir jāminimizē: izmaksas, svars un konstruēšanas laiks:

$$DI_{min} = CI \times P_C + WI \times P_W + TI \times P_T, \quad (4.1.)$$

kur P_C – izmaksu prioritātes parametrs;
 P_W – svara prioritātes parametrs;
 P_T – konstruēšanas laika prioritātes parametrs;
 CI – izmaksas indekss un x_{C_i} ir i-tā konfigurācijas parametra ieguldījums izmaksas indeksā (*Cost Index*);
 WI – svara indekss (*Weight Index*);
 TI – konstruēšanas laika indekss (*Period of Design Index*).

Kur izmaksu, svara un konstruēšanas laika indeksus attiecīgi aprēķina pēc vienādojumiem:

$$CI = \sum_{i=1}^{10} x_{C_i}, \quad (4.2.)$$

$$WI = \sum_{i=1}^{10} x_{W_i}, \quad (4.3.)$$

$$TI = \sum_{i=1}^{10} x_{T_i}, \quad (4.4.)$$

kur $x_{C_i}, x_{W_i}, x_{T_i}$ - i-tā konfigurācijas parametra ieguldījums attiecīgajā konstruēšanas mērķa parametrā (CI, WI, TI).

Pārējos konstruēšanas mērķa parametrus maksimizē, un tie ir: sniegums, lidošanas kvalitāte, izskats, uzturamība, izgatavojamība, izjaukamība un slēpjamība:

$$DI_{max} = PI \times P_P + FI \times P_F + BI \times P_B + MI \times P_M + RI \times P_R + DI \times P_D + SI \times P_S, \quad (4.5.)$$

kur P_P – snieguma prioritātes parametrs;
 P_F – lidošanas kvalitātes prioritātes parametrs;
 P_B – izskata prioritātes parametrs;
 P_M – uzturamības prioritātes parametrs;
 P_R – izgatavojamības prioritātes parametrs;
 P_D – izjaukamības prioritātes parametrs;
 P_S – slēpjamības prioritātes parametrs;
 PI – snieguma indekss (*Performance Index*);
 FI – lidojuma kvalitātes indekss (*Flying Qualities Index*);
 BI – izskata indekss (*Beauty (or Scariness) Index*);
 MI – uzturamības indekss (*Maintainability Index*);
 RI – izgatavojamības indekss (*Producibility Index*);

DI – izjaucamības indekss (*Disposability Index*);

SI – slēpjamības indekss (*Stealth Index*).

Kur snieguma, lidojuma kvalitātes, izskata, uzturamības, izgatavojamības, izjaucamības un slēpjamības indeksus attiecīgi aprēķina pēc vienādojumiem:

$$PI = \sum_{i=1}^{10} x_{P_i}, \quad (4.6.)$$

$$FI = \sum_{i=1}^{10} x_{F_i}, \quad (4.7.)$$

$$BI = \sum_{i=1}^{10} x_{B_i}, \quad (4.8.)$$

$$MI = \sum_{i=1}^{10} x_{M_i}, \quad (4.9.)$$

$$RI = \sum_{i=1}^{10} x_{R_i}, \quad (4.10.)$$

$$DI = \sum_{i=1}^{10} x_{D_i}, \quad (4.11.)$$

$$SI = \sum_{i=1}^{10} x_{S_i}, \quad (4.12.)$$

kur $x_{P_i}, x_{F_i}, x_{B_i}, x_{M_i}, x_{R_i}, x_{D_i}, x_{S_i}$ - i-tā konfigurācijas parametra ieguldījums attiecīgajā konstruēšanas mērķa parametrā ($PI, FI, BI, MI, RI, DI, SI$).

Katra konstruēšanas opcija jāizvērtē pret katru konstrukcijas elementu un izvirzītajām konstruēšanas prasībām. Kritērijam piešķirtās svērtās vērtības lielums ir atkarīgs no tā svarīguma konstruktīvajās prasībās. Katra iegūtā summārā vērtība tiek sareizināta ar tās svaru un attiecīgi saskaitītas galējam rezultātam. Konstrukcija, kura ieguvusi visaugstāko vērtību, jāuzskata par labāko vai optimālāko konfigurāciju.

Lai visus mērķa parametrus varētu salīdzināt kvantitatīvi, tika noteikts konstruēšanas indekss DI (DI - the Design Index). Visi mērķa parametri, kurus jāminimizē, sagrupēti vienā indeksā - DI_{min} , kas parādīts vienādojumā (4.1.), un, mērķa parametri, kurus jāmaksimizē, sagrupēti indeksā - DI_{max} , kas parādīts vienādojumā (4.5.).

Mainīgais P_x , kas parādīts vienādojumos (4.1.) un (4.5.), parāda mērķa parametra x prioritāti konstruēšanas procesā un ir parādīti 4.5. tabulā.

Minimizējamās konstruēšanas mērķa parametru prioritātes:

$$P_{min} = P_C + P_W + P_T, \quad (4.13.)$$

Maksimizējamās konstruēšanas mērķa parametru prioritātes:

$$P_{max} = P_P + P_F + P_B + P_M + P_R + P_D + P_S, \quad (4.14.)$$

Konstruēšanas prioritāšu vērtību summa, kuru jāminimizē veido 20 % un tie kurus jāmaksimizē – 80 %.

Optimālo konfigurāciju nosaka konstruēšanas indeksa DI optimālā vērtība. Dotajā variantā lidaparāta konfigurācija ar mērķa parametru summas augstāko vērtību jāizvēlas turpmākam konstruēšanas procesam. No vienādojumiem (4.11.) un (4.12.) redzams, ka ir divas vērtības, kas nosaka optimālo konstrukciju. Tās ir DI_{min} un DI_{max} . Šajā gadījumā, kad mainīgais P_{max} ir lielāks nekā P_{min} , no noteiktajām prioritātēm un to attiecīgajām svērtajām vērtībām, konfigurācija, kurai konstruēšanas indekss DI_{max} ir lielākais tiks izvēlēta turpmākam konstruēšanas procesam kā optimālā konfigurācija [14; 31; 32].

4.6. Optimālās konstrukcijas izvēle (5.solis)

Ņemot vērā augstākminētos lidaparātu konfigurāciju veidus, konfigurācijas alternatīvas un konstruēšanas mērķa parametrus tiek sastādīta izvērtēšanas tabula [14; 31 - 36].

4.7. tabula

Konstruēšanas parametru tabula

| Nr. p.k. | Konfigurācijas parametrs (x_{Ci}) | Lidaparāta konfigurācija | | | | | | | |
|-------------|---------------------------------------|--------------------------|----|-----|----|----|----|----|----|
| | | A | B | C | D | E | F | G | H |
| 1. | Konstrukcija: | - | - | - | - | - | - | - | - |
| | - konvencionāla | -2 | 0 | -2 | - | - | - | - | - |
| | - ne-konvencionāla | - | - | - | 7 | 4 | 3 | 4 | 4 |
| 2. | Dzinējs: | - | - | - | - | - | - | - | - |
| | - elektromotors | -5 | -5 | -5 | 7 | 1 | 1 | 3 | 3 |
| 3. | Motoru skaits: | - | - | - | - | - | - | - | - |
| | - viens | - | -4 | -4 | 4 | -2 | -2 | -2 | -2 |
| | - divi | -3 | - | - | - | - | - | - | - |
| 4. | Motora novietojums: | - | - | - | - | - | - | - | - |
| | - uz spārnēm | 4 | - | - | - | - | - | - | - |
| | - korpusa priekšpusē | - | -3 | - | - | - | - | - | - |
| | - korpusa aizmugurē | - | - | - | 8 | 8 | 8 | 8 | 8 |
| | - korpusa vidū | - | - | -11 | - | - | - | - | - |
| 5. | Spārni: | - | - | - | - | - | - | - | - |
| | spārņu skaits: | - | - | - | - | - | - | - | - |
| | - viens | 1 | 1 | 1 | 4 | 2 | 2 | 4 | 4 |
| | spārņu forma: | - | - | - | - | - | - | - | - |
| | - taisnstūra | -3 | - | - | - | - | - | - | - |
| | - trapecveida | - | -5 | -6 | 10 | 1 | 1 | -1 | -2 |
| | - eliptiski | - | - | - | - | - | - | 2 | 7 |
| | - noteikts atpakaļ slīpums | - | 1 | 0 | 2 | 2 | 2 | 0 | 1 |
| | - noteikts iestatījuma leņķis | -1 | 0 | 0 | 1 | 2 | 2 | -1 | -1 |
| | Spārņa novietojums: | - | - | - | - | - | - | - | - |
| | - vidus | - | - | - | 8 | 8 | 8 | - | - |
| | - augsts | 1 | 1 | - | - | - | - | 1 | 1 |
| | - izpletņa veida | - | - | -3 | - | - | - | - | - |
| 6. | Aste: | - | - | - | - | - | - | - | - |
| | - konvencionāla | 7 | 7 | 5 | - | - | - | - | - |
| | - ne-konvencionāla | - | - | - | - | - | - | 4 | 6 |
| | horizontālā aste: | - | - | - | - | - | - | - | - |
| | - korpusa mugurpusē | 4 | 4 | 4 | - | - | - | 8 | 8 |
| | horizontālās astes veids: | - | - | - | - | - | - | - | - |
| | - ar elevatoru | 2 | 2 | 2 | - | - | - | - | - |

| | | | | | | | | | |
|-----|-------------------------------|----|----|----|----|---|----|----|----|
| | - V-veida | - | - | - | - | - | - | 2 | 5 |
| | - bezastes | - | - | - | 10 | 6 | 6 | - | - |
| | vertikālā aste: | - | - | - | - | - | - | - | - |
| | - korpusa mugurpusē | -2 | -2 | -1 | - | - | - | 8 | 8 |
| | - uz spārna | - | - | - | - | 5 | 5 | - | - |
| | vertikālās astes veids: | - | - | - | - | - | - | - | - |
| | - nekustīga | - | - | - | 8 | - | - | - | - |
| | - ar rūderi/rūdevrotori | 3 | 4 | 3 | - | 3 | 3 | - | - |
| 7. | NosēšanāsNosēšanās mehānisms: | - | - | - | - | - | - | - | - |
| | - maināmi palktņi | -4 | - | -4 | 7 | 5 | - | -2 | - |
| | - izpletņa sistēma | - | 0 | - | - | - | 0 | - | 0 |
| 8. | Korpuss: | - | - | - | - | - | - | - | - |
| | - garš korpuss | -2 | -2 | - | - | - | - | -2 | -2 |
| | - īss korpuss | - | - | -2 | 10 | 9 | 10 | - | - |
| 9. | Spēka piedziņa: | - | - | - | - | - | - | - | - |
| | - elektriski | -7 | -6 | -8 | 9 | 8 | 8 | -1 | -1 |
| 10. | Izgatavošanas materiāli: | - | - | - | - | - | - | - | - |
| | - kompozītmateriāli | -2 | -2 | -2 | 2 | 2 | 2 | -2 | -2 |
| | - koks/finieris | -3 | -3 | -3 | 3 | 3 | 3 | 0 | 0 |
| | - putas | -3 | -2 | -2 | 4 | 6 | 6 | 0 | 0 |

Tabulā 4.7. lidaparāta konstrukcijas elementi tiek izvērtēti ar cipariem 1, 0 un -1. Cipars "1" nosaka, ka šim konstrukcijas elementam ir pozitīva ietekme uz konkrēto *TPM* mērķa parametru. Cipars "0" nosaka, ka konstrukcijas elementam nav nekādas ietekmes uz konkrēto *TPM* mērķa parametru vai arī konkrētajā gadījumā netiek ņemts vērā. Cipars "-1" nosaka, ka šim konstrukcijas elementam ir negatīva ietekme uz konkrēto *TPM* mērķa parametru. Tabulā parādītas konstruēšanas indeksa DI_{max} summārās vērtības [26; 27].

Aprēķina rezultāti ir parādīti tabulā 4.8.

4.8. tabula

Mērķa parametru rezultātu tabula

| Nr. p.k. | Tehniskā snieguma mēri | Svērtā vērtība, % (P _s) | A | B | C | D | E | F | G | H |
|----------|-----------------------------------|-------------------------------------|-------------|-------------|-------------|------------|------------|------------|-------------|-------------|
| 1. | Izmaksas (<i>CI</i>) | 9 | -2,79 | -1,71 | -1,08 | 4,14 | 2,43 | 1,62 | 0,09 | -0,54 |
| 2. | Konstruēšanas laiks (<i>TI</i>) | 4 | 0,36 | 0,24 | 0,52 | 0,68 | 0,52 | 0,36 | 0,6 | 0,24 |
| 3. | Lidaparāta svars (<i>WI</i>) | 7 | -2,1 | -2,03 | -1,33 | 2,52 | 1,96 | 0,7 | -1,05 | -1,75 |
| | DI_{min} : | 20 | -4,5 | -3,5 | -1,9 | 7,3 | 4,9 | 2,7 | -0,4 | -2,1 |

| | | | | | | | | | | |
|---------------------------|-----------------------------------|-----------|------------|------------|------------|------------|------------|------------|------------|------------|
| 4. | Sniegums (<i>PI</i>) | 15 | 0,3 | 1,35 | 0,3 | 5,7 | 6 | 5,1 | 0,75 | 2,4 |
| 5. | Lidošanas kvalitāte (<i>FI</i>) | 20 | 4,2 | 4,2 | 3,8 | -2,4 | 0 | 0 | 3 | 3 |
| 6. | Izskats (<i>BI</i>) | 1 | -0,11 | -0,11 | -0,11 | 0,1 | 0,06 | 0,07 | 0,05 | 0,07 |
| 7. | Uzturamība (<i>MI</i>) | 14 | -0,32 | -0,38 | -0,41 | 0,49 | 0,18 | 0,17 | -0,07 | -0,06 |
| 8. | Izgatavojamība (<i>RI</i>) | 10 | 0 | -0,3 | -0,3 | 1,2 | 0,4 | 0,4 | 0 | -0,3 |
| 9. | Izjaukamība (<i>DI</i>) | 2 | 0,1 | 0,12 | -0,14 | 0,24 | 0,26 | 0,26 | 0,04 | 0,06 |
| 10. | Slēpjamība (<i>SI</i>) | 18 | -2,16 | -1,98 | -1,98 | 1,62 | -0,54 | -0,36 | -0,9 | -0,9 |
| <i>DI_{max}</i> : | | 80 | 2,0 | 2,9 | 1,2 | 6,9 | 6,4 | 5,6 | 2,9 | 4,3 |

Kā iepriekš tika minēts, konstruēšanas prioritāte P_{max} ir lielāka nekā P_{min} , tāpēc optimālā konfigurācija ir tā, kura ieguvusi lielāko konstruēšanas indeksa DI_{max} vērtību. No iegūtiem rezultātiem redzams, ka lidaparāta konfigurācijai D ir optimālākā konfigurācija.

Lai uzkonstruētu lidaparātu, kas sniegs gaidāmo rezultātu, konstruēšanas procesā jāpievērš uzmanība konstruēšanas kritēriju punktiem, kuri ieguva negatīvu vai zemu vērtību, un rast tehnisku risinājumu, kas minētos trūkumus novērsīs vismaz daļēji, ja ne pilnībā. Tātad sekojošā konstruēšanas procesā, uzmanību jāpievērš sekojošiem trūkumiem:

- lidošanas kvalitāte (stabilitāte un kontrole);
- sniegums (augstuma uzņemšanas ātrums, manevrējamība, u.c.).

Izvēlētajai D konfigurācijai, kas ir bezastes lidojošā spārna tips, ir vājas stabilitātes un kontrolējamības īpašības, ko daļēji var novērst izvēloties piemērotu spārna šķērsriezuma sekciju [26 - 28].

4.7. Nodaļas kopsavilkums un secinājumi

Šajā nodaļā, tika veikta BPLA konceptuālās sistēmas pirmās fāzes, tas ir, konceptuālās fāzes aprēķinu, kurā pēc multidisciplinārās metodes tika izvēlēts optimālākais lidaparāta modelis, ar kuru var sasniegt izvirzītās konstruēšanas prasības. Aprēķina procesā bija iespējams pārliecināties, ka tā ir veiksmīgi pielietojama, lai skaitliskā, izmēramā veidā noteiktu lidaparāta modeļa īpašības, kas atbilst konstruēšanas prasībām.

5. SĀKUMA KONSTRUĒŠANAS FĀZE

Atbilstoši iepriekšējās nodaļas 3.5.tabulā “Lidaparāta četru galveno konstruēšanas fāžu apkopojums” minētajam, sākuma konstruēšanas fāzes uzdevumi ir lidaparāta maksimālā pacelšanās svara (*MTOW* – *Maximum Take-Off Weight*), motora jaudas un spārna atskaites laukuma noteikšana. Pēc šajā konstruēšanas fāzē iegūtiem parametriem tiks konstruēta BPLAS lidaparāta sākotnējā slodzes diagramma.

5.1. Lidaparāta maksimālais pacelšanās svars (MTOW)

Sākuma konstruēšanas fāze ir veicama sekojošos divos soļos [14; 31]:

1. **Solis.** Novērtēt lidaparāta maksimālo pacelšanās svaru (*MTOW*).
2. **Solis.** Noteikt spārnu laukumu un dzinēja jaudu vienlaicīgi.

Lai noteiktu sākuma aptuveno BPLA sistēmas lidaparāta pacelšanās svaru to sadala četros sekojošos elementos :

1. Lietderīgās slodzes masa : $M_{PL} = 0.4$ kg
2. Aviācijas elektronikas masa : $M_A = 0.4$ kg
3. Degvielas/akumulatoru bateriju masa : $M_{AK} = 4.0$ kg
4. Tukš-svars: $M_E = 4.0$ kg

No iepriekš minētā maksimālais BPL sistēmas lidaparāta pacelšanās svars :

$$W_{MTOW} = (M_{PL} + M_A + M_{AK} + M_E) \times g \rightarrow$$
$$W_{MTOW} = (0.4 + 0.4 + 4.0 + 4.0) \times 9.81 = 8.8 \times 9.81 = 86.328 \text{ N} \quad (5.1.)$$

5.2. BPLA sistēmas lidaparāta maksimālā pacelšanās masas novērtēšana

Lietderīgās slodzes masa

BPL sistēmas lidaparātam pamatā paredzēti EO/IS lietderīgās slodzes elementi, kuru masa tiks noteikta no ražošanā esošiem un pieejamiem, kas parādīti 5.1. tabulā, bet tiek pieļauta arī komplektēšana no ražošanā esošām EO un IS kamerām un to iestrādāšanu izgatavotā piekares tipa elementā [14; 26 – 28; 31].

5.1. tabula

Lietderīgās slodzes elementi

| Nr. p.k. | Ražotājs | Apzīmējums | Tehniskie dati |
|----------|-----------------|-------------------|--|
| 1. | Lockheed Martin | Perceptor™ Gimbal | Masa: 210 g Jaudas patēriņš: ~ 5 W |
| 2. | Photonis | Nocturn | Masa: 85 g Jaudas patēriņš: ~ 1.8 W |
| 2. | AeroVironment | Mantis i23 | Masa: 390 g |
| 3. | Aeryon Labs | SR-EO/IR | Masa: 575 g |
| 4. | Airelectronics | U-Camera | Masa: 498/80 g → 578 g |

| | | | |
|---------------------------|-------------------------------------|---------------------------------|---|
| | | | Jaudas patēriņš: ~ 8 W |
| 5. | NextVision | Night Hawk 2 | Masa: 250/80 g → 330 g |
| 6. | Controp Precision Technologies Ltd. | MicroSTAMP | Masa: 300/80 g → 380 g |
| 7. | Tamron | MP1010M-VC | Masa: 77/80 g → 157 g Jaudas patēriņš: ~ 3 W |
| 8. | Brandebury Tool | BTC-101 Dual Sensor | Masa: 520 g Jaudas patēriņš: ~ 3 W |
| 9. | Brandebury Tool | BTC-88 Standard | Masa: 275 g |
| 10. | FLIR | Tau2 640, WFOV 35 MM F/1.5, 18° | Masa: 275 g Jaudas patēriņš: ~ 1.2 W |
| Vidējā masa: | | | ~ 411 g |
| Vidējais jaudas patēriņš: | | | ~ 5 W |

No 5.1. tabulā minētajiem lietderīgās slodzes elementiem aprēķiniem tiek pieņemta to masas vidējā vērtība, tas ir, $M_{PL} = 411$ g.

Aviācijas elektronikas masa

BPL sistēmas lidaparātam paredzēts izmantot ražošanā esošu aviācijas elektroniku, vismaz sākuma stadijā, pēc kuras tiks noteikta masa, bet pieļaujama turpmāka uzlabošana un izgatavošana [14; 26 – 28; 31].

5.2. tabula

Avionikas elementi

| Nr. p.k. | Ražotājs | Apzīmējums | Tehniskie dati |
|---------------------------|---------------------------|---|--|
| 1. | Autopilot | - | - |
| 1.1. | Procerus Technologies | Kestrel 2.4 | Masa: ~ 16.7 g Jaudas patēriņš: ~ 3.0 W |
| 1.2. | MicroPilot | MP2128 ^{g2} | Masa: ~ 24.0 g Jaudas patēriņš: ~ 3.5 W |
| 1.3. | Airelectronics | U-Pilot (ar datu termināli, Mechanical OEM) | Masa: ~ 77.0 g Jaudas patēriņš: ~ 4.0 W |
| 1.4. | SkyCircuits | SC2 (ar datu termināli, Mechanical OEM) | Masa: ~ 85.0 g Jaudas patēriņš: ~ 2.5 W |
| 1.5. | Cloud Cap Technology | Piccolo Nano (ar datu termināli un GPS) | Masa: ~ 22.0 g Jaudas patēriņš: ~ 4.0 W |
| 1.6. | Air Robotics (UAV Europe) | EasyPilot 3.0 | Masa: ~ 28.0 g Jaudas patēriņš: ~ 2.5 W |
| 1.7. | UAVOS | AP 10.3 | Masa: ~ 30.0 g |
| 1.8. | Embention | Veronte | Masa: ~ 90.0 g |
| Vidējā masa: | | | ~ 48.00 g |
| Vidējais jaudas patēriņš: | | | ~ 3.25 W |

| | | | |
|---------------------------|--|--|---|
| 2. | Globālā pozicionēšanas sistēma (GPS) | - | - |
| 2.1. | u-blox | ZED-F9H | Masa: ~ 9 g Jaudas patēriņš: ~ 0.2 W |
| | Antena | ANN-MS | Masa: ~ 42 g Jaudas patēriņš: ~ 0.075 W |
| 2.2. | NovAtel | OEM7600 | Masa: ~ 31 g Jaudas patēriņš: ~ 1.8 W |
| | Antena | GPS-302-A | Masa: ~ 191 g |
| 2.3. | NovAtel | OEM7720 | Masa: ~ 29 g Jaudas patēriņš: ~ 2.7 W |
| | Antena | ANT-26C1GOA | Masa: ~ 184 g |
| 2.3. | Terris GPS | Septentrio AsteRx-m UAS | Masa : ~ 28g/10g → 38 g Jaudas patēriņš: ~ 1.2 W |
| | Antena | HARXON HX-CAX601A | Masa : ~ 150 g Jaudas patēriņš: ~ 0.55 W |
| 2.4. | Cloud Cap Technology | Piccolo Nano (ar datu termināli un autopilotu) | Masa : ~ 13.00 g |
| | Antena | Piccolo | Masa : ~ 55 g Jaudas patēriņš: ~ 0.55 W |
| 2.5. | Ooxts | xOEM550 (GPS/INS) | Masa : ~ 165.00 g Jaudas patēriņš: ~ 9.00 W |
| | Antena | - | - |
| 2.6. | Trimble | APX-18 UAV (GPS/INS) | Masa : ~ 62.00 g Jaudas patēriņš: ~ 9.00 W |
| | Antena | - | - |
| 2.7. | VectorNav Technologies, LLC | VN-300 (GNSS/IMU/INS) | Masa: ~ 30.00 g Jaudas patēriņš: ~ 1.5 W |
| | Antena | VN-200 SMD | Masa: ~ 5.00 g Jaudas patēriņš: ~ 1.2 W |
| 2.8. | VectorNav Technologies, LLC | VN-310 (GNSS/IMU/INS) | Masa: ~ 160.00 g Jaudas patēriņš: ~ 10.0 W |
| | Antena | VN-200 SMD | Masa: ~ 5.00 g Jaudas patēriņš: ~ 1.2 W |
| Vidējā masa (ar antenu): | | | ~ 130.00 g |
| Vidējais jaudas patēriņš: | | | ~ 4.50 W |
| 3. | Inerciālā pozicionēšanas sistēma (IMU) | - | - |
| 3.1. | Advanced Navigation | MORUS (IMU) | Masa: ~ 26.00 g Jaudas patēriņš: ~ 0.95 W |
| 3.2. | SBG Systems | Ellipse 2 Micro INS (IMU/AHRS/INS) | Masa: ~ 10.00 g Jaudas patēriņš: ~ 0.40 W |

| | | | |
|---------------------------|--|------------------------------|---|
| 3.3. | Gladiator Technologies | LandMark™005 (INS/GPS) | Masa: ~ 55.00 g Jaudas patēriņš: ~ 0.90 W |
| 3.4. | InertialLabs | INS-P (GPS/IMU/INS) | Masa: ~ 280.00 g Jaudas patēriņš: ~ 1.40 W |
| 3.5. | InertialLabs | INS-D-OEM (GPS/IMU/INS) | Masa: ~ 115.00 g Jaudas patēriņš: ~ 3.00 W |
| 3.6. | InertialSense | μINS+RTK™ (GPS/IMU/INS) | Masa: ~ 10.50 g Jaudas patēriņš: ~ 1.10 W |
| 3.7. | LORDSensing | 3DM®-CX5-25 (AHRS) | Masa: ~ 8.00 g Jaudas patēriņš: ~ 0.50 W |
| 3.8. | LORDSensing | 3DM-GQ4™-45 (GPS/INS) | Masa: ~ 105.00 g Jaudas patēriņš: ~ 2.50 W |
| 3.9. | UAVNavigation | Polar (GPS/AHRS/IMU/INS) | Masa: ~ 17.00 g Jaudas patēriņš: ~ 1.00 W |
| 3.10. | Xsens Technologies | MTi-670 (GNSS/INS) | Masa: ~ 9.00 g Jaudas patēriņš: ~ 0.55 W |
| Vidējā masa: | | | ~ 64.00 g |
| Vidējais jaudas patēriņš: | | | ~ 1.50 W |
| 4. | Lidojuma identificēšanas sistēma (ADS-B) | - | - |
| 4.1. | uAvionix | pingRX | Masa: ~ 1.54g Jaudas patēriņš: ~ 0.90 W |
| 4.2. | uAvionix | Ping20si (ar GPS) | Masa: ~ 20.00g Jaudas patēriņš: ~ 1.00 W |
| 4.3. | Aerobits | TIM-MC1 | Masa: ~ 2.00 g Jaudas patēriņš: ~ 1.10 W |
| 4.4. | Aerobits | TIM-SC1 | Masa: ~ 1.50 g Jaudas patēriņš: ~ 0.30 W |
| 4.5. | Aerobits | TR-1W (Transsiever, ar GNSS) | Masa: ~ 30.00 g Jaudas patēriņš: ~ 0.35 W |
| 4.6. | Aerobits | Aero (Receiver) | Masa: ~ 2.80 g Jaudas patēriņš: ~ 0.35 W |
| Vidējā masa: | | | ~ 10.00 g |
| Vidējais jaudas patēriņš: | | | ~ 0.70 W |
| 5. | Identificēšanas – izvairīšanās sistēma (EO kamera) | - | - |
| 5.1. | Sony | SONY 811 | Masa: ~ 20.0 g × 3 gab. Jaudas patēriņš: ~ 1.00 W × 3 gab. |
| Vidējā masa: | | | ~ 60.00 g |
| Vidējais jaudas patēriņš: | | | ~ 3.00 W |
| 6. | Gaisa datu termināls | - | - |

| | | | |
|------------------------------------|--------------------------------|---|---|
| 6.1. | Microhard Corporation | n2420 (2.2 GHz – 2.4 GHz) | Masa: ~ 89.00 g Jaudas patēriņš: ~ 4.50 W |
| 6.2. | Microhard Corporation | pMDDL2450 (2.4 GHz) | Masa: ~ 57.00 g Jaudas patēriņš: ~ 1.00 W |
| 6.3. | uAvionix | SkyLink (960 MHz – 1164 MHz) | Masa: ~ 70.00 g Jaudas patēriņš: ~ 16.00 W |
| 6.4. | Airelectronics | U-Pilot (ar autopilotu, Mechanical OEM) | Masa: ~ 77.0 g Jaudas patēriņš: ~ 4.00 W |
| 6.5. | Cloud Cap Technology | Piccolo Nano (ar autopilotu un GPS) | Masa : ~ 29 g Jaudas patēriņš: ~ 6.00 W |
| Vidējā masa: | | | ~ 65.00 g |
| Vidējais jaudas patēriņš: | | | ~ 6.50 W |
| 7. | Papildus elektroniskās ierīces | - | - |
| 7.1. | Eagle Tree Systems | Airspeed MicroSensor V3 | Masa: ~ 10.0 g Jaudas patēriņš: ~ 1.00 W |
| 7.2. | Mugin UAV | Pitot | Masa: ~ 25.0 g Jaudas patēriņš: ~ 1.00 W |
| 7.3. | Flytron | Navigation Lights | Masa: ~ 5.00 g Jaudas patēriņš: ~ 0.50 W |
| 7.4. | Benewake | TFmini | Masa: ~ 5.00 g Jaudas patēriņš: ~ 0.60 W |
| 7.5. | STMicroelectronics | VL53L1X | Masa: ~ 0.50 g Jaudas patēriņš: ~ 0.07 W |
| Vidējā masa: | | | ~ 25.00 g |
| Vidējais jaudas patēriņš: | | | ~ 1.50 W |
| Kopējā vidējā masa: | | | ~ 402.00 g |
| Kopējais vidējais jaudas patēriņš: | | | ~ 23.00 W |

No 5.2. tabulā minētajiem avionikas elementiem aprēķiniem tiek pieņemta to masas vidējā vērtība, tas ir, $M_A = 402$ g.

Degvielas/akumulatoru bateriju masa

Lai aprēķinātu baterijas tilpumu vatstundās izmanto sekojošu formulu :

$$E = C \times V_{avg}, \quad (5.2.)$$

kur

E – uzkrātā enerģija, Wh;

C – kapacitāte, Ah;

V_{avg} – vidējais spriegums izlādes procesā.

Sakarā ar to ka slodze nav konstanta, tad izdevīgāk nepieciešamo baterijas jaudu noteikt vatos.

Šajā konstruēšanas fāzē lidaparāta elektromotora jauda tiek pieņemta vadoties no aprēķina 110 W/kg, tas ir, ja konstruēšanas mērķa lidaparāta svars ir līdz 8 kg, tad nepieciešamā elektromotora jauda tiek pieņemta 900 W [20]. Tiek pieņemts, ka lidaparāts operacionālās

darbības laikā izpilde sekojošas lidojuma fāzes: A fāze - pacelšanās/augstuma uzņemšana (100 % elektromotora jaudas), B fāze - kreisēšanas lidojums līdz novērošanas vietai (70 % elektromotora jaudas), C fāze - lidināšanās uz vietas uzdevuma izpildes laikā (40 % elektromotora jaudas) un (B fāze) kreisēšanas lidojums atpakaļ (70 % elektromotora jaudas). Pieņemot, ka novērošanas vieta ir 50 km attālumā, kas kopumā sastāda 100 km kreisēšanas lidojuma ar ātrumu 26 m/s (93.6 km/h), tad lidaparāts ~ 64 min lidojuma laika veic ar 630 W jaudu. Apmēram 233 min lidojuma laika tas lidinās ar 360 W jaudu. Tā kā lidaparātiem augstuma uzņemšanas ātrumam jābūt vismaz 2 m/s, un lietderīgais lietošanas augstums saskaņā ar konstruēšanas prasībām ir 350 m, tad augstuma uzņemšana lidaparātam aizņem 175 s vai ~ 3 min ar pilnu elektromotora jaudu - 900 W [20].

Nosakām jaudas patēriņu laikā:

1. Visu elektro patērētāju patēriņš ir apkopots tabulā augstāk (sk. tabulu 5.2.):

$$P_{av} = P * T = 23 * 5 = 115 \text{ Wh.} \quad (5.3.)$$

2. Elektromotora jaudas patēriņš:

$$P_{em} = P_A * T_A + P_B * T_B + P_C * T_C = 900 * 0.05 + 630 * 1.067 + 360 * 3.88 = 46 + 672.21 + 1396.80 = 2114.01 \text{ Wh.} \quad (5.4.)$$

3. Kopējais jaudas patēriņš:

$$P = P_{av} + P_{em} = 115 + 2114.01 = 2229.01 \text{ Wh.} \quad (5.5.)$$

Lai iegūtu baterijas Ah tilpumu, tad nepieciešamo iegūtās Wh izdalīt ar izmantojamās baterijas spriegumu. Šajā konstruēšanas stadijā tiek pieņemts, ka tiks izmantota 22 V sprieguma baterija neskatoties uz to, ka maksimālais elektro patērētāju spriegums nepārsniegs 14 V, jo tas nodrošinās stabilāku elektro patērētāju darbību un lēnāku izlādi [8; 33], tātad:

$$C = P/U = 2229.01/22 = 100.406 \text{ Ah} \sim 100 \text{ Ah.} \quad (5.6.)$$

Lidaparāta pilnais pacelšanās svārs (MTOW)

Ņemot vērā iegūto rezultātu sākotnēji turpmākiem aprēķiniem tiek izvēlēta *Panasonic* baterija NCR20700B ar 38.25 Ah (22.2 V) tilpumu, svaru 3510 g. Tā kā baterijas darbībai nepieciešams arī elektroniskais kontroles bloks, tad kopējā baterijas masa tiek pieņemta 3700 g, kas iekļaujas iepriekš pieņemtajā vērtībā.

Lidaparāta tukšmasa tiek pieņemta 3.5 kg.

Pēc sākuma izvērtējuma BPLA sistēmas maksimālā pacelšanās svārs ir:

$$W_{MTOW} = (M_{PL} + M_A + M_{AK} + M_E) * g \rightarrow$$

$$W_{MTOW} = (0.411 + 0.402 + 3.7 + 3.5) * 9.81 = 8.013 * 9.81 = 78.61 \text{ N} \quad (5.7.)$$

BPLAS spārna atskaites laukuma un motora jaudas noteikšana

Atšķirībā no sākuma konstruēšanas fāzes pirmā soļa, kur galvenās atsaucēs bija statistiskie dati, šajā solī viss ir atkarīgs no lidaparāta snieguma un aprēķinos tiks lietota lidojuma mehānikas teorija. Tā kā tehnikai ir analītiska pieeja, tad rezultāti ir ar augstu precizitāti. Lidaparāta snieguma prasības, kuras tiks izmantotas tā izmēra noteikšanai, ir sekojošas:

- iekrišanas ātrums (V_s);

- maksimālais ātrums (V_{\max});
- maksimālais augstuma uzņemšanas ātrums (ROC_{\max});
- ieskriešanās ceļa garums (S_{TO});
- maksimālais lidošanas augstums (h_c);
- pagrieziena veikšanas prasības (pagrieziena rādiuss un pagrieziena veikšanas ātrums).

Ir daži lidaparāta parametri (piemēram, lidaparāta maksimālais celšanas koeficients), kurus nepieciešams izmantot viscaur veicot aprēķinus ar šo tehniku, bet tie analītiski nav bijuši aprēķināti pirms šīs sākuma konstruēšanas fāzes. Šajā momentā šie parametri tiks noteikti pēc statistiskiem datiem, bet vēlākā konstruēšanas fāzē, kad tiks noteiktas šo parametru precīzas vērtības, šie aprēķini tiks atkārtoti, lai labotu neprecizitātes.

Šajā daļā divi jauni parametri tiks izmantoti gandrīz visās vienādībās:

1. **Spārna slodze.** Lidaparāta svara un laukuma attiecību sauc par spārna slodzi un tiek apzīmēta ar W/S . Šis parametrs norāda slodzi uz spārna laukuma vienību.
2. **Jaudas slodze.** Lidaparāta svara un motora jaudas attiecību sauc par jaudas slodzi vai svara un jaudas attiecību un tiek apzīmēta ar W/P . Šis parametrs norāda cik lidaparāts ir smags attiecībā pret tā motora jaudu.

Sekojošos sešos soļos tiks aprēķināts BPLA sistēmas lidaparāta spārna laukums un motora jauda:

1. **Solis.** Izstrādāt vienu vienādojumu, katrai lidaparāta snieguma prasībai (piemēram, V_s , V_{\max} , ROC , S_{TO} , h_c , R_{turn} , ω_{turn}).

Lidaparāta iekrišanas lidojuma ātrums

Viena no svarīgākajām lidaparāta snieguma prasībām ir minimālā pieļaujamā ātruma robeža – iekrišanas ātrums V_s . Lielākai daļai lidaparātu uzdevumu pildīšanai ir nepieciešams, lai iekrišanas lidojuma ātrums nebūtu lielāks par noteiktu minimālo vērtību. Bez tam šī parametra vērtību ierobežo arī sertifikācijas prasības (*EASA CS*). Šādā gadījumā uzdevuma prasībās ir arī iekļauta minimālā ātruma prasība. Konstruējamās BPLA sistēmas lidaparāta gadījumā arī būtu iekļaujama minimālā lidojuma ātruma prasība, ja pieņem, ka lidaparāta konstruktīvā nosēšanās tiks projektēta pēc dziļās iekrišanas principa. Alternatīvs lidaparāta piezemēšanas variants tiek pieņemts, kā nosēdināšana ar izpletņa mehānismu. No celšanas spēka vienādojuma, samazinoties lidaparāta lidošanas ātrumam, jāpalielinās lidaparāta celšanas koeficientam līdz sākās lidaparāta iekrišana. Pēc iepriekš minētā, minimālais lidaparāta lidojuma ātrums ar kuru tas var lidot ir iekrišanas ātrums V_s . Lidaparātam jābūt gareniski iestatītam jebkuram kreisēšanas lidojuma stāvoklim un jebkuram lidojuma ātrumam tanī skaitā. Pieņemamo ātrumu apgabals ir no iekrišanas ātrumam V_s līdz maksimālajam ātrumam V_{\max} .

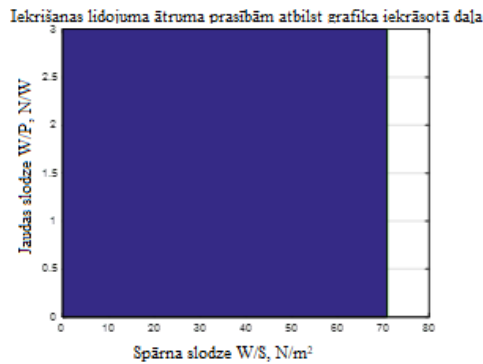
Lidaparātam jāatbilst iekrišanas ātruma prasībām spārna atloku (flap) augšējā konfigurācijas stāvoklī.

BPLA sistēmas lidaparātam pēc statistikas [14 - 17; 31] tiek noteikti sekojoši parametri: $C_{l\max} = 1.6$, $V_s = 8.5$ m/s.

Pēc statistiski noteiktiem parametriem $C_{l\max}$ un V_s un izmantojot formulu (5.8.) tiek aprēķināts spārna slodzes parametrs:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{V_S} = \frac{1}{2} \times \rho \times V_S^2 \times C_{L_{\max}} = \frac{1}{2} \times 1.225 \times 8.5^2 \times 1.6 = 70.805 \frac{N}{m^2}. \quad (5.8.)$$

Iepriekšminētā vienādojuma aprēķina rezultātā iegūst atbilstības grafika līniju spārna slodze atkarībā no iekrišanas ātruma. Šajā gadījumā jaudas slodzei nav ietekmes uz spārna slodzi. Citiem vārdiem spārna slodze, kas apmierina iekrišanas ātruma prasības nav jaudas slodzes funkcija, tas ir, jaudas slodzes un spārna slodzes grafiks ir vertikāla līnija. Vispārīgi ņemot iekrišanas ātrums ir nepieciešams pēc iespējas zemāks, tā kā rezultātā sanāk drošāks lidaparāts. Neveiksmīgas lidaparāta katastrofas rezultātā, zemāks iekrišanas ātrums parasti nodrošina mazāk postījumu un negadījumu. Zemāks iekrišanās ātrums nodrošina arī lidaparāta drošāku pacelšanos un piezemēšanos, tā kā pie zemākiem pacelšanās un nosēšanās ātrumiem, tas ir, labāk kontrolējams. Pacelšanās un nosēšanās ātrums parasti ir nedaudz lielāks nekā iekrišanas ātrums (parasti no 1.1 - 1.3 reizēm). Pēc iepriekš minētā, jebkurš iekrišanas ātrums, kas ir zemāks par konstruēšanas prasībās noteikto ir pieņemams. Tātad zemāk redzamā grafikā kreisā puse ir konstrukcijai pieņemama, bet labā neatbilst konstruēšanas prasībām.



5.1. att. Iekrišanas ātruma atbilstības grafiks.

Vienādojums ar dažādiem parametriem tika pārrēķināts piecas reizes, lai iegūtu optimālu rezultātu pie atbilstoša iekrišanas ātruma lidojuma.

Maksimālais lidojuma ātrums

Vēl viens svarīgs lidaparāta snieguma parametrs ir maksimālais lidojuma ātrums. Galvenie šī parametra ietekmējošie lielumi ir lidaparāta svars, spārna laukums un motora jauda. Attiecīgi tiks apskatīti vienādojumi atbilstības grafika konstruēšanai.

Ja maksimālā lidojuma ātruma vietā konstruēšanas prasībās ir noteiktas kreisēšanas ātruma prasības, tad maksimālo ātrumu pieņem par 20 – 30 % lielāku. Tas ir tāpēc, ka propellera piedziņas lidaparātiem kreisēšanas ātrums tiek aprēķināts pie 75 – 80 % motora jaudas. Saskaņā ar iepriekš minēto BPLA sistēmas lidaparāta maksimālais lidošanas ātrums, V_{\max} :

$$V_{\max} = 1.3 \times V_C = 1.3 \times 26 = 33.8 \frac{m}{s}. \quad (5.9.)$$

Attiecīgi vienādojums (5.10.), jaudas slodzei pie maksimālā ātruma $\left(\frac{W}{P_{SL}}\right)_{V_{max}}$, atbilstības grafika konstruēšanai:

$$\left(\frac{W}{P_{SL}}\right)_{V_{max}} = \frac{\eta_P}{\frac{1}{2} \times \rho_{SL} \times V_{max}^3 \times C_{D_0} \times \frac{1}{\left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{2 \times K}{\rho \times V_{max}} \times \left(\frac{W}{S}\right)}, \quad (5.10.)$$

kur η_P – propellera lietderības koeficients;
 ρ_{SL} – gaisa blīvums jūras līmenī;
 C_{D_0} – nulles celtségas pretestības koeficients;
 K – inducētās pretestības koeficients;
 ρ – gaisa blīvums lidojuma augstumā.

Vienādojumā (5.10.) nepieciešamo parametru aprēķins.

Sekojoši pēc formulas (5.11.) aprēķina inducētās pretestības koeficienta K vērtību:

$$K = \frac{1}{\pi \times e \times AR} = \frac{1}{3.14 \times 0.8 \times 12} = 0.0331741, \quad (5.11.)$$

kur e – Osvalda efektivitātes koeficients ar vērtībām no 0.7 – 0.95;
 AR – spārna proporcijas koeficients šajā konstruēšanas stadijā tiek pieņemts 12 [14 - 17; 31].

C_{D_0} koeficienta noteikšanai propellera piedziņas lidaparātiem, kas atbilst dotajam BPLA sistēmas lidaparāta konstruēšanas gadījumam. Vienādojumā (5.12.) $P_{SL_{max}}$ ir motora maksimālā jauda jūras līmenī, ρ ir gaisa blīvums lidojuma augstumā un σ ir relatīvais gaisa blīvums (ρ/ρ_{SL}) lidojuma augstumā:

$$C_{D_0} = \frac{2 \times \frac{P_{SL_{max}} \times \eta_P}{V_{max}} - \frac{4 \times K \times W^2}{\rho \times \sigma \times V_{max}^2 \times S}}{\rho_{SL} \times V_{max}^2 \times S}. \quad (5.12.)$$

Koeficientu C_{D_0} lidaparātam, kas ir sākuma konstruēšanas fāzē, var arī noteikt aprēķinot vidējo no zināmiem lidaparātiem ar līdzīgiem snieguma raksturlielumiem un līdzīgu konfigurāciju [14 - 17; 31]. Vidējo koeficienta vērtību nosaka pēc vienādojuma (5.13.):

$$C_{D_0} = \frac{\sum_{i=1}^n C_{D_{0i}}}{n}, \quad (5.13.)$$

kur

$C_{D_{0i}}$ ir i -tā lidaparāta C_{D_0} koeficients [14; 31 - 33].

Lidaparāta nulles-celšanas-pretestības koeficients C_{D_0} tiks aprēķināts divos veidos.

Sākotnēji nulles-celšanas-pretestības koeficients C_{D_0} tiek aprēķināts, vadoties pēc līdzīgu lidaparātu koeficienta vidējām vērtībām [14 - 17] izmantojot formulu (5.13.):

$$C_{D_0} = \frac{C_{D_{01}} + C_{D_{02}} + C_{D_{03}} + C_{D_{04}} + C_{D_{05}} + C_{D_{06}}}{6} = \frac{0.012 + 0.025 + 0.02 + 0.015 + 0.04 + 0.035}{6} = 0.024 \quad (5.14.)$$

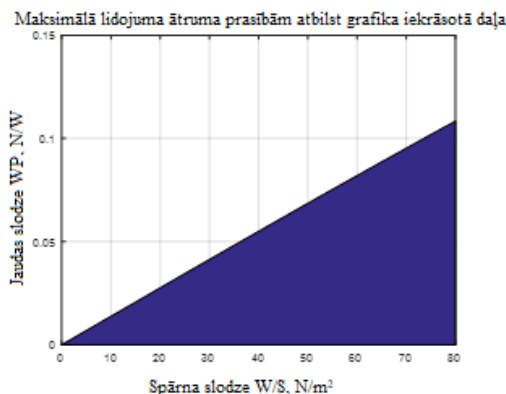
Pēc aprēķinos iegūtiem parametriem, spārnu laukuma un motora jaudas, koeficients tiks pārrēķināts izmantojot formulu (5.12.).

Pēc iegūtiem parametriem un izmantojot vienādojumu (5.10.) veido vienādojumu atbilstības grafika konstruēšanai:

$$\begin{aligned} \left(\frac{W}{P_{SL}}\right) &= \frac{\sigma \times \eta_P}{\frac{1}{2} \times \rho \times V_{\max}^3 \times C_{D0} \times \frac{1}{\left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{2 \times K}{\rho \times V_{\max}} \times \left(\frac{W}{S}\right)} = \\ &= \frac{\frac{1.184}{1.225} \times 0.8}{0.5 \times 1.184 \times 33.8^3 \times 0.0245 \times \frac{1}{\left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{2 \times 0.0331741}{1.184 \times 33.8} \times \left(\frac{W}{S}\right)} = \\ &= \frac{0.77322}{\frac{560.064}{\left(\frac{W}{S}\right)} + 0.001658 \times \left(\frac{W}{S}\right)} \frac{N}{W} \end{aligned} \quad (5.15.)$$

Tā kā BPLA sistēmas lidaparāta lietošanas konstruktīvās prasības paredz tā lietošanu no 300 līdz 400 m virs zemes, tad aprēķiniem tiek pieņemta vidējā vērtība - 350 m. Konstruktīvais aprēķins tiek veikts lidaparāta lidojuma 350 m virs jūras līmeņa.

Izmantojot iepriekšminēto vienādojumu (5.15.) veido jaudas slodzes un spārna slodzes grafiku atkarībā no ātruma. Lai noteiktu pieņemamo apgabalu, nepieciešams atrast, kura grafika puse apmierina maksimālā ātruma prasības. Palielinoties ātrumam palielinās jaudas slodze, jo jauda atrodas skaitītājā, tā tad visas vērtības zem taisnes apmierina maksimālā ātruma V_{\max} prasības. N/m^2



5.2. att. Maksimālā ātruma atbilstības grafiks.

Lidaparāta pacelšanās ceļš

Lidaparāta pacelšanās ceļa garums (S_{TO}) ir vēl viens lidaparāta snieguma parametrs, kas tiks izmantots atbilstības grafika konstruēšanā un spārna laukuma un motora jaudas noteikšanā. Prasības pacelšanās ceļa garumam parasti tiek izteiktas, kā minimālā zemes ieskriešanās ceļa

garums, tā kā visiem lidlaukiem ir ierobežots skrejceļš. Pacelšanās ceļa garums tiek noteikts, kā attālums no lidaparāta pacelšanās sākuma līdz vietai, kur atrodas standarta šķērslis, kuru lidaparātam ir jāpārlido. Lidaparātam ir jāpārlido iedomāts šķērslis gaisa sekcijas beigās, tātad pacelšanās ceļā ietilpst zemes sekcija plus gaisa sekcija. Šķēršļa augstums, kuru lidaparātam ir jāpārvar gaisa sekcijas beigās, ir noteikts derīguma lidojumam standartā (EASA CS 25, CS 23, CS VLA) [30].

Sakarā ar to, ka konstruējamās BPLA sistēmas lidaparāts paredzēts palaišanai ar roku, bet izvēles variantā no palaišanas katapultā, tad šajā gadījumā būtu jānosaka lidaparāta palaišanai nepieciešamais katapultā garums uz kura tam var piešķirt nepieciešamo paātrinājumu lidojuma uzsākšanai ($1.1 \times V_s - 1.3 \times V_s$) nepārsniedzot pieļaujamās slodzes pakāpi. Saskaņā ar EASA CS VLA, tas ir, $n_{\max} \leq 3.8$.

Propellera piedziņas lidaparātiem motora vilces spēks ir propellera lietderības koeficienta un lidaparāta lidošanas ātruma funkcija. Lidaparāta pacelšanās darbība ir paātrinoša kustība, tāpēc lidaparāta ātrums nav konstants lielums. Lidaparāta ātrums ātri mainās no nulles līdz rotācijas ātrumam un tad līdz pacelšanās ātrumam. Pacelšanās ātrums (V_{TO}), kā jau iepriekš tika minēts, ir par 30 % lielāks par iekrišanas lidojuma ātrumu V_s , kas tika noteikts iepriekš pēc statistikas datiem [14 – 17; 31], tātad:

$$V_{TO} = 1.3 \times 8.5 = 11.05 \frac{m}{s}. \quad (5.16.)$$

EASA CS VLA 51 [22] ir noteikts, ka attālums līdz 15 m augsta šķēršļa pārvarēšanai, nedrīkst pārsniegt 500 m. Tātad S_{TO} tiek pieņemts – 500 m.

Spārna un motora lielums pamatojoties uz pacelšanās ceļa garuma prasībām ir izteikts (5.17.) vienādojumā, kā jaudas slodzes $\left(\frac{W}{P}\right)_{S_{TO}}$ un spārna slodzes variācija:

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{S_{TO}} = \frac{1 - \exp\left(0.6 \times \rho \times g \times C_{D_G} \times S_{TO} \times \frac{1}{W/S}\right)}{\mu - \left(\mu + \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}}\right) \times \left[\exp\left(0.6 \times \rho \times g \times C_{D_G} \times S_{TO} \times \frac{1}{W/S}\right)\right]} \times \frac{\eta_P}{V_{TO}}, \quad (5.17.)$$

kur ρ – gaisa blīvums jūras līmenī, kg/m^3 ;

g – gravitācijas paātrinājums, m/s^2 ;

μ – palaišanas iekārtas katapultā berzes koeficients [14 - 17; 31];

C_{D_G} – lidaparāta piezemēšanās mehānisma pretestības koeficients;

C_{L_R} – celtspējas koeficients lidaparāta pacelšanās rotācijas laikā.

Sekojoši jāveic vienādojumā (5.17.) esošo parametru aprēķins.

Lidaparāta nulles-celšanas-pretestības koeficients (C_{D_0TO}) pacelšanās konfigurācijā (5.18.):

$$C_{D_0TO} = C_{D_0} + C_{D_0LG} + C_{D_0HLD_TO} = 0.0245 + 0.004 + 0.055 = 0.0835, \quad (5.18.)$$

kur

C_{D_0} ir tīrais lidaparāta nulles-celšanas-pretestības koeficients [14 - 17; 31], C_{D_0LG} ir nosēšanās mehānisma pretestības koeficients, kurš tiek pieņemts 0.004, zemāks lielums nekā

konvencionāliem lidaparātiem ($C_{D_{0LG}} = 0.006 - 0.012$) sakarā ar to, ka BPLA sistēmas lidaparātam tas praktiski nav paredzēts konvencionālā veidā, bet gan kā maināmi paliktņi un $C_{D_{0HLD_TO}}$ ir celšanas ierīču (*the high-lift device*), tādu kā aizplākšņu (*flap*), pretestības koeficients, kas tiek pieņemts -0.055 ($CD_{0HLD_TO} = 0.003 - 0.008$) [14 - 17; 31].

Lidaparāta pacelšanās celšanas koeficients (5.9):

$$C_{LTO} = C_{LC} + \Delta C_{L_{flapTO}} = 0.3 + 0.55 = 0.85, \quad (5.19.)$$

kur

C_{LC} ir lidaparāta kreisēšanas celšanas koeficients, kura vērtība zemskaņas lidaparātiem ir ap 0.3 un $\Delta C_{L_{flapTO}}$ ir celšanas ierīču izstrādātais celšanas koeficients pacelšanās konfigurācijā ($\Delta C_{L_{flapTO}} = 0.3 - 0.8$) [14 - 17; 31].

Sekojoši saskaņā ar vienādojumu (5.20.) lidaparāta pretestības koeficients pacelšanās momentā:

$$C_{D_{TO}} = C_{D_{0TO}} + K \times C_{LTO}^2 = 0.0835 + 0.0331741 \times 0.85^2 = 0.10747. \quad (5.20.)$$

Saskaņā ar vienādību (5.21.) koeficients C_{DG} :

$$C_{DG} = C_{D_{TO}} - \mu \times C_{LTO} = 0.10747 - 0.08 \times 0.85 = 0.03947, \quad (5.21.)$$

kur

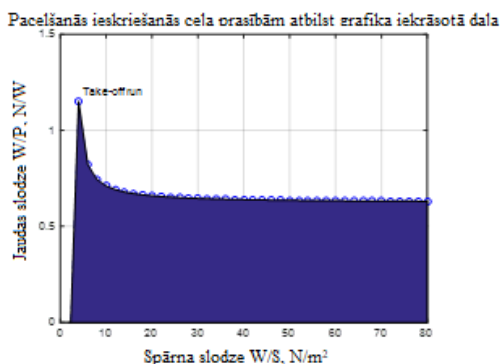
μ ir berzes koeficients, kas tiek pieņemts kā priekš palaišanas iekārtas katapults.

Aprēķina lidaparāta pacelšanās rotācijas celšanas koeficients C_{LR} tiek pieņemts vienāds ar pacelšanās celšanas koeficientu C_{LTO} , tas ir, 0.85, kā arī pacelšanās rotācijas ātrums V_R tiek pieņemts vienāds ar pacelšanās ātrumu V_{TO} , tas ir, 11.05 m/s.

Izmantojot vienādojumu (5.17.) veic aprēķinu atbilstības grafika konstruēšanai:

$$\begin{aligned} \left(\frac{W}{P}\right)_{S_{TO}} &= \frac{1 - \exp\left(0.6 \times \rho \times g \times C_{D_g} \times S_{TO} \times \frac{1}{W}\right)}{\mu - \left(\mu + \frac{C_{D_g}}{C_{L_r}}\right) \times \left[\exp\left(0.6 \times \rho \times g \times C_{D_g} \times S_{TO} \times \frac{1}{W}\right)\right]} \times \frac{\eta_F}{V_{TO}} = \\ &= \frac{1 - \exp\left(0.6 \times 1.225 \times 9.81 \times 0.03947 \times 500 \times \frac{1}{W}\right)}{0.08 - \left(0.08 + \frac{0.03947}{0.85}\right) \times \left[\exp\left(0.6 \times 1.225 \times 9.81 \times 0.03947 \times 500 \times \frac{1}{W}\right)\right]} \times \frac{0.55}{2.915} = \\ &= \frac{1 - \exp\left(\frac{142.2963}{W/S}\right)}{0.08 - 0.1264 \times \left[\exp\left(\frac{142.2963}{W/S}\right)\right]} \times 0.18868 \frac{N}{W} \end{aligned} \quad (5.22.)$$

Pēc iegūtā vienādojuma konstruē jaudas slodzes un spārna slodzes funkcijas grafiku pamatojoties uz S_{TO} ieskriešanās ceļa garumu, kā parādīts 5.3.att. Lai noteiktu pieņemamo apgabalu, jānosaka kura grafika puse apmierina ieskriešanās ceļa garuma prasības. Formulas (5.17.) skaitītājs un saucējs satur pozitīvu jaudas rādītāja eksponenciālu vērtību ar S_{TO} parametru. Palielinoties pacelšanās ceļam, eksponenciālā parametra lielums arī palielinās. Palielinoties S_{TO} vērtībai vienādībā (5.17.), samazinās vienādojuma saucēja kopējais lielums, kā rezultātā palielinās jaudas slodzes (W/P) vērtība. Tā kā jebkura S_{TO} vērtība, lielāka nekā noteiktais pacelšanās ceļš, neapmierina pacelšanās ceļa prasības, tad apgabals virs grafika nav pieņemams.



5.3. att. Pacelšanās ceļa atbilstības grafiks.

Augstuma uzņemšanas ātrums

Visiem lidaparātu veidiem jāatbilst noteiktām augstuma uzņemšanas prasībām (*ROC – Rate Of Clime*). Augstuma uzņemšanas prasības ir noteiktas sertifikācijas standartā. EASA CS VLA 65 ir noteikts, ka augstuma uzņemšanas ātrums ROC nedrīkst būt mazāks par 2 m/s. Tā kā maksimālā ROC vērtība ir sasniedzama jūras līmenī, tad šīs daļas aprēķinu vienādojumos tiek izmantots gaisa blīvums ρ jūras līmenī (1.225 kg/m^3).

Augstuma uzņemšanas ātrums ir motora jaudas un propellera efektivitātes funkcija, tad:

Izmantojot vienādojumu (5.23.) konstruē W/P un W/S funkcijas grafika vienādojumu:

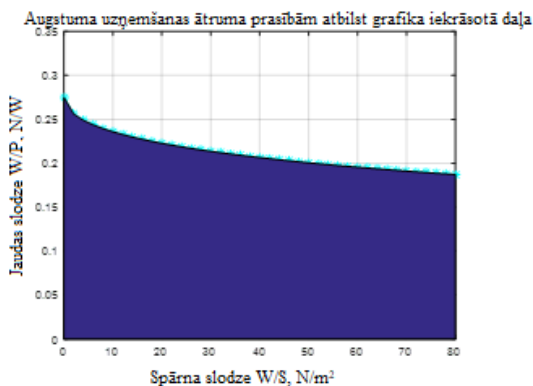
$$\left(\frac{W}{P}\right)_{ROC} = \frac{1}{\frac{ROC}{\eta_P} + \sqrt{\frac{2}{\rho \times \sqrt{\frac{3 \times C_{D_0}}{K}}} \times \left(\frac{W}{S}\right) \times \left(\frac{1.155}{(L/D)_{\max} \times \eta_P}\right)}}. \quad (5.23.)$$

Propellera efektivitātes koeficients (η_P) augstuma uzņemšanas lidojumā tiek pieņemts 0.55 un celšanas-pretestības spēku attiecības (L/D_{\max}) vērtība tiek pieņemta 11.5 [14 - 17; 31].

Veic aprēķinu atbilstības grafika konstruēšanai:

$$\begin{aligned}
\left(\frac{W}{P}\right)_{ROC} &= \frac{1}{\frac{ROC}{\eta_P} + \sqrt{\frac{2}{\rho \times \sqrt{\frac{3 \times C_{D_0}}{K}}} \times \left(\frac{W}{S}\right) \times \left(\frac{1.155}{(L/D)_{\max} \times \eta_P}\right)}} = \\
&= \frac{1}{\frac{2}{0.55} + \sqrt{\frac{2}{1.225 \times \sqrt{\frac{3 \times 0.0245}{0.0331741}} \times \left(\frac{W}{S}\right) \times \left(\frac{1.155}{11.5 \times 0.55}\right)}} = \\
&= \frac{1}{3.6363 + \sqrt{1.0969 \times \left(\frac{W}{S}\right) \times 0.1826}} \frac{N}{W}
\end{aligned} \tag{5.24.}$$

Konstruē W/P un W/S funkcijas grafiku pamatojoties uz ROC izveidojot 5.4.att. redzamo grafiku. Lai noteiktu pieņemamo apgabalu, jānosaka kura grafika puse apmierina ātruma uzņemšanas prasības. Tā kā ROC vērtība ir saucējā, tad tai palielinoties jaudas slodze (W/P) samazinās. Tā kā jebkura ROC vērtība lielāka par noteikto ROC apmierina ātruma uzņemšanas prasības, tad apgabals zem grafika ir pieņemams.



5.4. att. Augstuma uzņemšanas ātruma atbilstības grafiks.

Maksimālais lidošanas augstums

Vēl viena snieguma prasība, kas ietekmē spārna un motora lielumu ir maksimālais lidošanas augstums. Maksimālais lidošanas augstums ir noteikts, kā lielākais augstums pie kura lidaparātam var būt drošs taisns līmenisks lidojums. Otra definīcija ir, ka tas ir lielākais augstums, kuru lidaparāts var sasniegt ar paša motoru un uzturēt pastāvīgu lidojumu. Vispārīgi tiek noteikti četri maksimālā augstuma veidi [14 - 17; 31]:

1. Absolūtais augstums - h_{ac} (*Absolute ceiling*). Kā nosaukums izsaka, absolūtais augstums ir absolūtais maksimālais augstums, kurā lidaparāts var uzturēt taisnu līmenisku lidojumu. Citādā veidā maksimālais augstums ir augstums, kurā ROC ir nulle.

2. Darba augstums – h_{sc} (*Service ceiling*). Darba augstums ir noteikts kā lielākais augstums, kurā lidaparāta augstuma uzņemšanas ātrums ir 0.5 m/s. Darba augstums ir zemāks, kā absolūtais augstums.
3. Kreisēšanas augstums – h_{cc} (*Cruise ceiling*). Kreisēšanas augstums ir noteikts kā augstums, kurā lidaparāta augstuma uzņemšanas ātrums ir 1.5 m/s. Kreisēšanas augstums ir zemāks nekā darba augstums.
4. Kaujas augstums – h_{cc} (*Combat ceiling*). Kaujas augstums ir noteikts kā augstums, kurā kaujas lidaparāts var uzņemt augstumu ar ātrumu 5 m/s. Kaujas augstums ir zemāks par kreisēšanas augstumu. Šis augstums ir noteikts tikai kaujas lidaparātiem.

Augstākminēto četras definīciju kopsavilkums ir sekojošs:

$$ROC_{AC} = 0 \text{ m/s};$$

$$ROC_{SC} = 0.5 \text{ m/s};$$

$$ROC_{CrC} = 1.5 \text{ m/s};$$

$$ROC_{CoC} = 5 \text{ m/s}.$$

Šajā daļā aprēķiniem jaudas slodzes (W/P) un spārnu slodzes (W/S) funkcijas pamatojoties uz ROC var izmantot tās pašas vienādības (5.23.) ar kurām nosaka augstuma uzņemšanas ātrumu, bet izmantojot augstumam attiecīgos parametrus:

$$\left(\frac{W}{P_C}\right) = \frac{1}{\frac{ROC_{CrC}}{\eta_P} + \sqrt{\frac{2}{\rho_C \times \sqrt{\frac{3 \times C_{D_0}}{K}}} \times \left(\frac{W}{S}\right) \times \left(\frac{1.155}{(L/D)_{\max} \times \eta_P}\right)}}, \quad (5.25.)$$

kur

ROC_C ir augstuma uzņemšanas ātrums maksimālajā augstumā, ρ_C ir gaisa blīvums maksimālajā augstumā un P_C ir motora jauda maksimālajā augstumā. Motora jauda ir augstuma vai gaisa blīvuma funkcija. Precīza sakarība ir atkarīga no motora tipa, motora tehnoloģijas, motora uzstādījuma un lidošanas ātruma. Šajā konstruēšanas fāzē, kad lidaparāts nav pilnībā uzkonstruēts, jāizmanto sekojoša aptuvena sakarība (5.26.):

$$P_C = P_{SL} \times \left(\frac{\rho_C}{\rho_0}\right) = P_{SL} \times \sigma_C. \quad (5.26.)$$

Atbilstības grafika konstruēšanai var izmantot divus vienādojumus. Vienādojumu (5.27.) izmanto darba augstuma, kreisēšanas augstuma, kaujas augstuma gadījumā:

$$\left(\frac{W}{P_{SL}}\right)_C = \frac{\sigma_C}{\frac{ROC_C}{\eta_P} + \sqrt{\frac{2}{\rho_C \times \sqrt{\frac{3 \times C_{D_0}}{K}}} \times \left(\frac{W}{S}\right) \times \left(\frac{1.155}{(L/D)_{\max} \times \eta_P}\right)}}. \quad (5.27.)$$

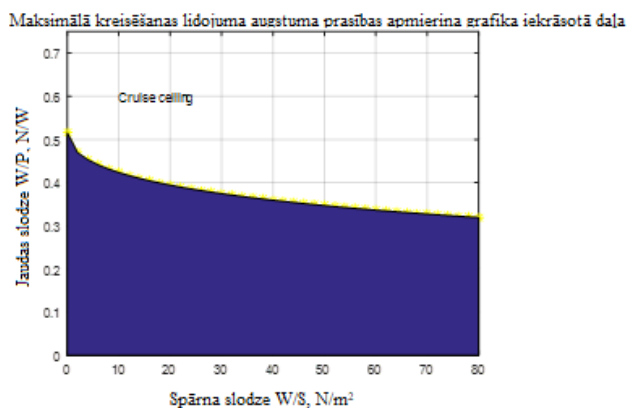
Un vienādojumu (5.28.) izmanto absolūtā augstuma gadījumā:

$$\left(\frac{W}{P_{SL}}\right)_{AC} = \frac{\sigma_{AC}}{\sqrt{\frac{2}{\rho_{AC} \times \sqrt{\frac{3 \times C_{D_0}}{K}}} \times \left(\frac{W}{S}\right) \times \left(\frac{1.155}{(L/D)_{\max} \times \eta_P}\right)}}. \quad (5.28.)$$

Tā kā lidaparāts paredzēts lielākoties lietošanai kreisēšanas ātrumā 350 m virs zemes, tad sākuma konstruēšanas aprēķinam tiek pieņemts aprēķins kreisēšanas lidojumam 350 m virs jūras līmeņa ar $ROC_{CrC} = 1.5$ m/s un atbilstības grafika konstruēšanai izmanto vienādojumu (5.27.) , bet saskaņā ar konstruēšanas prasībām un ņemot vērā, ka lidaparāta izmantošanas augstums ir 5 000 m, kas ir absolūtais augstums, tālākos aprēķinos tiks izmantots arī vienādojums (5.28.) atbilstības grafika konstruēšanai:

$$\begin{aligned} \left(\frac{W}{P_{Sl}}\right)_{AC} &= \frac{\sigma_c}{\frac{ROC_c}{\eta_p} + \sqrt{\frac{2}{\rho_c \times \sqrt{\frac{3 \times C_{D_0}}{K}}}} \times \left(\frac{W}{S}\right) \times \left(\frac{1.155}{(L/D)_{\max} \times \eta_p}\right)} = \\ &= \frac{1.184}{1.225} \\ &= \frac{1.5}{0.8} + \sqrt{\frac{2}{1.184 \times \sqrt{\frac{3 \times 0.0245}{0.0331741}}} \times \left(\frac{W}{S}\right) \times \left(\frac{1.155}{11.5 \times 0.8}\right)} = \\ &= \frac{0.60082}{1.875 + \sqrt{1.8256 \times \left(\frac{W}{S}\right) \times 0.1255}} \frac{N}{W} \end{aligned} \quad (5.29.)$$

Izmantojot vienādojumus (5.27.) un (5.28.) veido W/P un W/S funkcijas atbilstības grafiku pamatojoties uz h_{CrC} (vai h_{AC}). Grafiks ir attēlots 5.5.att. Lai noteiktu pieņemamo grafika apgabalu, jānosaka kura grafika puse apmierina augstuma uzņemšanas prasības. Tā kā σ_c ir vienādojuma saucējā, bet ρ_c vienādojuma skaitītājā, tad palielinoties augstumam, gan gaisa blīvums, gan relatīvais gaisa blīvums samazinās. Pēc iepriekš minētā palielinoties augstumam vienādojuma labā puse samazinās un tātad samazinās arī jaudas slodze (W/P). Tātad jebkurš augstums augstāks par noteikto h_c augstumu, vai jebkurš augstums lielāks par nepieciešamo augstumu, apmierina maksimālā augstuma prasības, tāpēc apgabals zem grafika ir pieņemams.



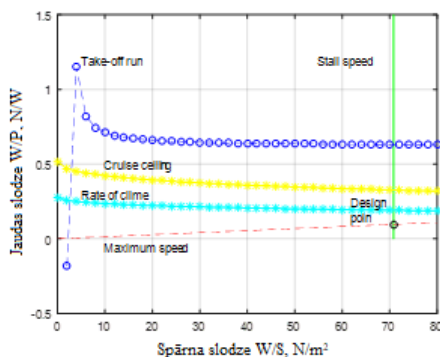
5.5. att. Maksimālā kreisēšanas lidojuma augstuma atbilstības grafiks.

Rezultējošais grafiks

2. **Solis.** Visu vienādojumu rezultātus ieskicēt vienā grafikā. Uz vertikālās ass atzīmē jaudas slodzi (W/P), horizontālās ass – spārnu slodzi (W/S). Grafiks attēlo jaudas slodzes izmaiņas atkarībā no spārnu slodzes izmaiņām.

Sekojoši pēc iegūtiem vienādojumiem (5.8.), (5.15.), (5.22.), (5.24.) un (5.29.) tiek konstruēts atbilstības grafiks MATLAB vidē. Atbilstības grafika MATLAB kods ir parādīts 2.pielikumā.

Konstruēšanas atbilstības grafiks:



5.6. att. Atbilstības grafiks ar konstruēšanas punktu.

Grafika līniju iekšpusē izveidotā laukumā identificē pieņemamu apgabalu. Pieņemamais apgabals ir apgabals, kas atbilst visām lidaparāta snieguma prasībām. Pieņemamais apgabals ir atpazīstams pēc tā, ka snieguma mainīgais V_{max} mainās pieļaujamo robežlielumu iekšpusē, savukārt jaudas slodzes izmaiņām jāapstiprina šī tendence.

Kā jau iepriekš atbilstības grafika vienādojumu daļās tika minēts visiem grafikiem apgabals, kas apmierina prasības atrodas daļā zem grafika un pa kreisi no iekrišanas ātruma grafika.

Noteikt konstruktīvo punktu (optimālais lielums). Konstruktīvais punkts uz grafika ir tikai viens, tas kurš parāda mazāko motoru jaudas ziņā.

Tā kā visiem parametriem atbilst tikai apgabals, kas ir zemākā grafika tad konstruktīvo punktu meklē zem vai pie V_{max} grafika līnijas, tas ir, punkts kas veido maksimālā ātruma (V_{max}) un iekrišanas ātruma (V_s) grafika līniju krustpunktā.

3. **Solis.** No konstruktīvā punkta iegūst divus lielumus: attiecīgo spārnu slodzi (W/S)_d un jaudas slodzi (W/P)_d.

$$(W/P)_d = 0.0963; \quad (5.30.)$$

$$(W/S)_d = 70.805. \quad (5.31.)$$

4. **Solis.** Aprēķina spārnu laukumu un motora jaudu no šīm diviem iegūtajiem lielumiem (lidaparāta maksimālais pacelšanās svārs W_{TO} jau tika noteikts iepriekš), pēc sekojošām vienādībām.

Sekojoši aprēķina konstruēšanas spārnu laukumu un motora jaudu:

$$S = W_{TO}/(W/S)_d = 78.61/70.805 = 1.1102 \text{ m}^2. \quad (5.32.)$$

$$P = W_{TO}/(W/P)_d = 78.61/0.0963 = 816.303 \text{ W} \sim 0.82 \text{ kW}. \quad (5.33.)$$

5. **Solis.** Kā tika minēts veicot maksimālā ātruma aprēķina sadaļā iegūstot motora jaudas lielumu no atbilstības grafika konstruēšanas rezultātiem tiek pārrēķināts nulles celšanas-pretestības koeficients pēc vienādojuma (5.13.):

$$C_{D_0} = \frac{2 \times \frac{P_{SLmax} \times \eta_P}{V_{max}} - \frac{4 \times K \times W^2}{\rho \times \sigma \times V_{max}^2 \times S}}{\rho_{SL} \times V_{max}^2 \times S} =$$

$$2 \times \frac{816.303 \times 0.8}{33.8} - \frac{4 \times 0.0331741 \times 78.61^2}{1.184 \times \frac{1.184}{1.225} \times 33.8^2 \times 1.1102} =$$

$$\frac{1.225 \times 33.8^2 \times 1.1102}{38.64156 - 0.56495362} = 0.024507 \quad (5.34.)$$

Iegūtais nulles celšanas-pretestības koeficients $C_{D_0} = 0.024507$, kas praktiski atbilst sākotnēji aprēķinātajam.

Pēc optimizācijas aprēķina arī nepieciešamā elektromotora jauda ir mazāka ($\sim 817 \text{ W}$) nekā sākotnēji aprēķinātos pieņemtā (900 W) [14 - 17; 31].

5.3. BPLA sistēmas lidaparāta slodzes diagrammas konstruēšana

Lidojuma slodzes diagrammai ir vairāki veidi, no kurām katra parasti ir pieļaujamā variācija vienam no lidojuma parametriem attiecībā pret kādu citu parametru. Slodzes diagrammas aprēķina un konstruē lidojumu inženieri un izmanto piloti un lidojumu komandas. Piemēram, kravas lidaparātu slodzes speciālistiem (*Aircraft Load Controller*, *Aircraft Load Master*, *Aircraft Load Specialist*) jāpievērš paaugstināta uzmanība smaguma centra vietai uz lidaparāta jebkad, kad viņi izvieto kravu. Ir bijušas vairākas katastrofas, par kurām avio katastrofu izmeklētāji ziņojuši, ka atbildīgi ir bijuši slodzes speciālisti, tā kā ielikuši vairāk slodzes, nekā pieļaujams, vai arī novietojuši to nepareizajā vietā pirms lidaparāta pacelšanās. “Priekšgals smags” (pikēšanas tendence) vai “astes gals smags” ir divas lidojuma koncepcijas, ko piloti pazīst, ir piedzīvojuši, un ir arī trenēti ar tām droši tikt galā. Piloti lidojumos lieto vairākus grafikus un diagrammas. Četras svarīgākās ir sekojošas:

1. Lidaparāta celtpējas koeficienta un Maha skaitļa variācija ($C_l - M$);
2. Lidaparāta lidošanas ātruma un augstuma variācija ($V - h$);
3. Gravitātes centra un lidaparāta svara variācija ($X_{cg} - W$);
4. Lidaparāta lidošanas ātruma un slodzes variācija ($V - n$).

Viena no svarīgākajām diagrammām ir lidojuma slodzes diagramma (*The Flight Envelope*). Šī diagramma parāda lidojuma ātruma un slodzes izmaiņas ($V - n$). Citiem vārdiem sakot, tā attēlo lidaparāta slodzes robežlielumus, kā lidojuma ātruma funkciju. Viens no galvenajiem iemesliem, kāpēc šī diagramma ir svarīga, ir maksimālais slodzes koeficients, kas tiek atrasts no šī grafika, tiek pielietots lidaparāta konstrukcijas projektēšanā. Ja maksimālais slodzes koeficients ir nepietiekami novērtēts, aprēķināts par zemu, lidaparāts nevar droši izturēt

lidojuma slodzi. Šī iemesla dēļ ir ieteicams, ka lidaparātu konstrukciju inženieri pārrēķina lidošanas ātruma un slodzes variācijas V- n diagrammu patstāvīgi drošībai.

Atbilstoši iegūtiem parametriem konceptuālās konstruēšanas fāzes un sākuma konstruēšanas fāzes aprēķinos, tiek aprēķināta BPLA sistēmas lidaparāta slodzes diagramma.

Lidojuma slodzes vai V-n diagrammas konstruēšana un maksimālā slodzes koeficienta noteikšana.

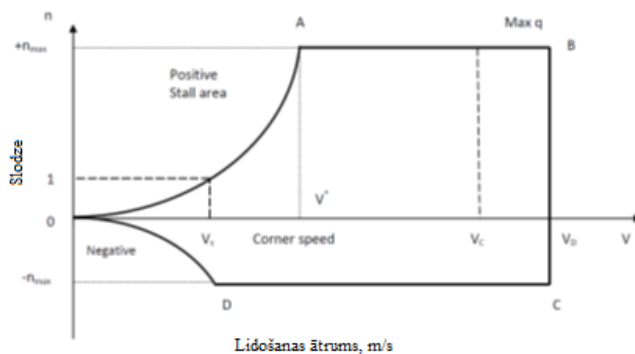
1. Bezpilota lidaparāta sistēmas lidaparāta parametri:

- | | |
|---------------------------------------|---|
| $m = 8,013 \text{ kg}$ | Lidaparāta masa; |
| $S_{\text{swg}} = 1,1102 \text{ m}^2$ | Lidaparāta spārna laukums; |
| $C_{l_{\text{max}}} = 1,6$ | Spārnu pozitīvais maksimālais celbspējas koeficients; |
| $-C_{l_{\text{max}}} = -0,8$ | Spārnu negatīvais maksimālais celbspējas koeficients; |
| $C_{D0} = 0.024507$ | Nulles celšanas-pretestības koeficients; |
| $AR = 12$ | Spārnu proporcijas koeficients; |
| $V_s = 8.5 \text{ m/s}$ | Iekrišanas lidojuma ātrums; |
| $V_c = 26 \text{ m/s}$ | Kreisēšanas lidojuma ātrums; |
| $V_{\text{max}} = 33.8 \text{ m/s}$ | Maksimālais lidojuma ātrums; |
| $g = 9.81 \text{ m/s}^2$ | Gravitācijas paātrinājums. |

2. Kombinētā V-n diagramma tiek konstruēta trīs soļos:

- 2.1. Pamata V-n diagramma;
- 2.2. Brāzmas V-n diagramma;
- 2.3. Kombinētā V-n diagramma.

3. Vispārīgā pamata V-n diagrammas forma ir parādīta 5.7. attēlā.



5.7. att. Pamata V-n slodzes diagrammas forma [7].

Pamata V-n diagramma

Ir nepieciešams noteikt koordinātas A, B, C un D.

Aprēķiniem tiek izmantoti robežparametri un formulas, kas noteikti Eiropas aviācijas drošības aģentūras (*European Aviation Safety Agency - EASA*) derīguma lidojumam likumā CS-VLA [30] ļoti maziem lidaparātiem. Tā kā mazākiem bezpilota lidaparātiem derīguma lidojumam prasības vēl nav noteiktas ar likumu vai standartu tad par pamatu tiek ņemti iepriekš minētie.

Slodzi uz lidaparātu, kas atrodas uz zemes, veido gravitātes spēks, kas ir vienāds ar $1 \times g$.

Uz lidaparātu, kas atrodas lidojumā, iedarbojas citi slodzes veidi, no kuriem viens ir paātrinājuma slodze. Šī slodze parasti tiek izteikta ar slodzes koeficientu "n" × g. Citiem vārdiem sakot, lidaparāta slodze tiek izteikta, kā vairākkārtēja standarta gravitācijas paātrinājuma g slodze. Slodzes koeficients tiek izteikts kā celšanas spēka un svara attiecība:

$$n = \frac{L}{W}, \quad (5.35.)$$

No CS-VLA 335 maksimālais kreisēšanas lidojuma ātrums nedrīkst būt mazāks par:

$$V_C = 2.4 \times \sqrt{\frac{(M \times g)}{s}} = 2.4 \times \sqrt{\frac{W}{s}} = 2.4 \times \sqrt{70.807} = 20.19 = \sim 20.20 \text{ m/s} \quad (5.36.)$$

Saskaņā ar vienādojumu (5.9.):

$$V_{\max} = 1.3 \times V_C = 1.3 \times 20.20 = 26.26 \text{ m/s}, \quad (5.37.)$$

kur W/S ir spārna slodze un ir iegūta spārna un motora lieluma aprēķinos ar atbilstības diagrammas palīdzību un ir vienāda ar 70.805 N/m². Sertifikācijas specifikācijas prasība tiek apmierināta, jo konstruēšanas prasībās Vc = 26 m/s. Slodzes diagrammas aprēķiniem tiek izmantots pēc formulas (5.36.) aprēķinātais Vc robežlielums.

Attiecīgi saskaņā ar sertifikācijas specifikāciju CS-VLA maksimālais slodzes koeficients ir sekojošs:

$$\begin{aligned} n_{\text{pos}} &= 3,8 && \text{Maksimālais pozitīvās slodzes koeficients} \\ n_{\text{neg}} &= -0.5 \times n_{\text{max}} = -1.9 && \text{Maksimālais negatīvās slodzes koeficients} \end{aligned}$$

Lidaparāta pikēšanas ātrums [2]:

$$V_d = 1.4 \times V_C = 1.4 \times 20.20 = 28.28 \text{ m/s}. \quad (5.38.)$$

Tiek noteiktas koordinātas punktiem F un G, kas ir attiecīgi (V_d, 3.8) un (V_d, -1.9).

Laī noteiktu koordinātas punktiem A, B, J, K, nepieciešams aprēķināt divus vienādojumus attiecībā uz C_{lmax}.

$$V_S = \sqrt{\frac{2 \times m \times g}{\rho \times S_{wga} \times C_{l \max}}}. \quad (5.39.)$$

Iekrišanas ātruma pārrēķināšana pēc vienādojuma (5.39.):

$$V_S = \sqrt{\frac{2 \times m \times g}{\rho_{SL} \times S_{wga} \times C_{l \max}}} = \sqrt{\frac{2 \times 8.013 \times 9.81}{1.225 \times 1.1102 \times 1.6}} = 8.5 \frac{\text{m}}{\text{s}}. \quad (5.40.)$$

Pēc veiktā pārrēķina iekrišanas ātrums sakrīt ar sākotnēji pieņemto tāpēc tālākā slodzes diagrammas aprēķinā izmanto sākotnēji pieņemto iekrišanas lidojuma ātrumu. Attiecīgi koordinātes punktam A(8.5, 1).

Slodzes koeficienta un ātruma funkcija:

$$n = \frac{L}{W} = \frac{0.5 \times \rho_{SL} \times V^2 \times S_{wga} \times C_{l \max}}{W} = \frac{0.5 \times 1.225 \times V^2 \times 1.1102 \times 1.6}{8.013 \times 9.81} = 0.013840 \times V^2. \quad (5.41.)$$

No formulas (5.41.), zinot slodzes koeficientu n_{pos} (3.8) var aprēķināt lidaparāta lidojuma ātrumu punktā B:

$$V = \sqrt{\frac{n}{0.013840}} = 16.56 \text{ m/s} \quad (5.42.)$$

Attiecīgi koordinātas punktam B(16.56, 3.8).

Sastāda vienādojumu negatīvai slodzei:

$$V_{Si} = \sqrt{\frac{-2 \times m \times g}{\rho_{SL} \times S_{wga} \times (-C_{Lmax})}} = \sqrt{\frac{-2 \times 8.013 \times 9.81}{1.225 \times 1.1102 \times (-0.8)}} = 12.021 \frac{m}{s} \quad (5.43.)$$

Attiecīgi koordinātas punktam K(12.021, -1).

Negatīvās slodzes un ātruma funkcija:

$$\begin{aligned} -n &= \frac{-L}{W} = \frac{0.5 \times \rho_{SL} \times V^2 \times S_{wga} \times (-C_{Lmax})}{W} = \\ &= \frac{0.5 \times 1.225 \times V^2 \times 1.1102 \times (-0.8)}{8.013 \times 9.81} = -0.006920 \times V^2 \end{aligned} \quad (5.44.)$$

No formulas augstāk zinot slodzes koeficientu n_{neg} (-1.9) var aprēķināt lidaparāta lidojuma ātrumu punktā J:

$$V = \sqrt{\frac{-n}{-0.006920}} = 16.56 \text{ m/s} \quad (5.45.)$$

Attiecīgi koordinātas punktam J(16.56, -1.9).

Pēc pieņemtajiem parametriem no sertifikācijas specifikācijas CS-VLA un aprēķina no vienādojumiem (5.38.), (5.40.), (5.42.), (5.43.) un (5.45.) ir iegūtas koordinātas punktiem A, B, F, G, J un K, no kuriem varam konstruēt pamata V-n slodzes diagrammu:

O(0, 0)

A(8.5, 1)

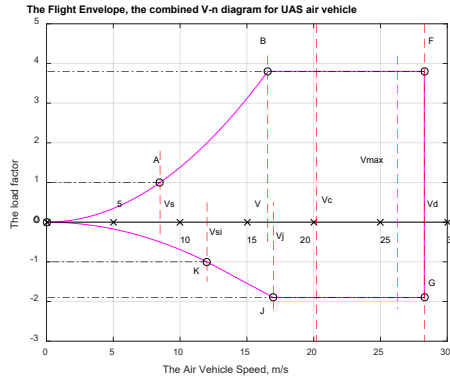
B(16.56, 3.8)

F(28.28, 3.8)

G(28.28, -1.9)

J(16.56, -1.9)

K(12.015, -1)



5.8. att. Pamata V-n diagramma.

Brāzmas V-n diagramma

Vienādojums slodzes koeficienta izmaiņai atkarībā no gaisa ātruma:

$$n = 1 + \frac{k_g \times V_{ge} \times V_e \times a \times \rho \times S_{wga}}{2 \times W} \quad (5.46.)$$

Saskaņā ar CS-VLA 333 brāzmas diagramma tiek aprēķināta pozitīvām uz augšu vērstām brāzmām un negatīvām uz leju vērstām brāzmām kreisēšanas ātrumam V_C un pikēšanas

ātrumam V_D . Brāzmas ātrums ir pēc statistiskiem datiem, eksperimentāli mērīts lielums un tiek pieņemts attiecīgi pie lidaparāta V_D pikēšanas ātruma 7.5 m/s, V_C kreisēšanas ātruma 15.25 m/s.

Lidaparāta maksimālā slodze jūras līmenī

Saskaņā ar sākuma konstruktīvo aprēķinu spārna proporcijas koeficients $AR = 12$. Formula tā aprēķinam ir sekojoša:

$$AR = \frac{b}{C} \quad (5.47.)$$

Pieņemot, ka spārns nav taisns, tā garumu nosaka pēc sekojoša vienādojuma:

$$b = \sqrt{AR \times S_{wga}} = \sqrt{12 \times 1.1102} = 3.65 \text{ m}, \quad (5.48.)$$

tā kā šāds spārns pārsniedz funkcionāli paredzēto garumu, tad tiek pārrēķināts ar no jauna pieņemto spārna proporcijas koeficientu $AR = 8$:

$$b = \sqrt{AR \times S_{wga}} = \sqrt{8 \times 1.1102} = 2.98 \text{ m} \quad (5.49.)$$

kas daļēji apmierina funkcionālās prasības.

Spārna vidējās hordas garums, m:

$$C_{mgc} = \frac{S_{wga}}{b} = \frac{1.1102}{2.98} = 0.3726 \text{ m}. \quad (5.50.)$$

Lidaparāta masu attiecības koeficients:

$$\mu_g = \frac{2 \times m}{\rho \times C_{mgc} \times a \times S_{wga}} = \frac{2 \times 8.013}{1.225 \times 0.3726 \times 1.5464 \times 1.1102} = 20.4514. \quad (5.51.)$$

Brāzmas rimšanas koeficients:

$$K_g = \frac{0.88 \times \mu_g}{5.3 + \mu_g} = 0.6989 \quad (5.52.)$$

Attiecīgi brāzmas slodzes koeficients pēc (5.46.) vienādojuma lidaparātam lidojot kreisēšanas ātrumā:

$$n = 1 + \frac{0.6989 \times (\pm 15.25) \times V_C \times 1.5464 \times 1.225 \times 1.1102}{2 \times 78.61} = 1 \pm 0.1426 \times V_C. \quad (5.53.)$$

Attiecīgi:

pozitīvā vērtība $n = 1 + 0.1426 \times 20.20 = 3.92$, un

negatīvā vērtība $n = 1 - 0.1426 \times 20.20 = -1.92$.

Tādu pašu aprēķinu veic pikēšanas ātrumam:

$$n = 1 + \frac{0.6989 \times (\pm 7.5) \times V_D \times 1.5464 \times 1.225 \times 1.1102}{2 \times 78.61} = 1 \pm 0.07012 \times V_D. \quad (5.54)$$

Attiecīgi:

pozitīvā vērtība $n = 1 + 0.07012 \times 28.28 = 3.01$, un

negatīvā vērtība $n = 1 - 0.07012 \times 28.28 = -1.01$.

Lidaparāta maksimālā slodze 350 m kreisēšanas lidojuma augstumā

Gaisa blīvums 350 m augstumā virs jūras līmeņa ir 1.184 kg/m³.

Saskaņā ar vienādību (5.50.) lidaparāta masu attiecības koeficients:

$$\mu_g = \frac{2 \times 8.013}{1.184 \times 0.3726 \times 1.5464 \times 1.1102} = 21.1596. \quad (5.55.)$$

Brāzmas rimšanas koeficients:

$$K_g = \frac{0.88 \times \mu_g}{5.3 + \mu_g} = 0.70373. \quad (5.56.)$$

Attiecīgi brāzmas slodzes koeficients pēc (5.45.) vienādojuma lidaparātam lidojot kreisēšanas ātrumā:

$$n = 1 + \frac{0.70373 \times (\pm 15.25) \times V_C \times 1.5464 \times 1.184 \times 1.1102}{2 \times 78.61} = 1 \pm 0.13875 \times V_C. \quad (5.57.)$$

Attiecīgi:

pozitīvā vērtība $n = 1 + 0.13875 \times 20.20 = 23.04$, un

negatīvā vērtība $n = 1 - 0.13875 \times 20.20 = -0.79$.

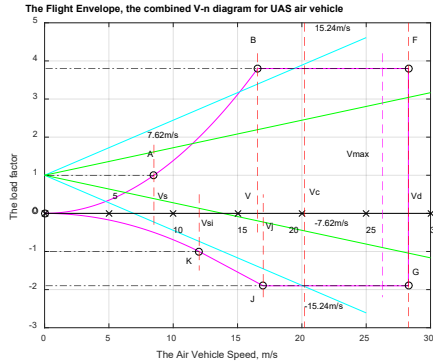
Tas pats pikēšanas ātrumam:

$$n = 1 + \frac{0.70373 \times (\pm 7.5) \times V_D \times 1.5464 \times 1.184 \times 1.1102}{2 \times 78.61} = 1 \pm 0.06824 \times V_D. \quad (5.58.)$$

Attiecīgi:

pozitīvā vērtība $n = 1 + 0.06824 \times 28.28 = 2.23$, un

negatīvā vērtība $n = 1 - 0.06824 \times 28.28 = -0.23$.



5.9. att. Pamata V-n diagramma ar brāzmas līnijām.

Salīdzinot rezultātus no abām aprēķina daļām redzams, ka slodzes faktors jūras līmenī ir lielāks, tātad brāzmas slodzes koeficienta vērtības tiek pieņemtas:

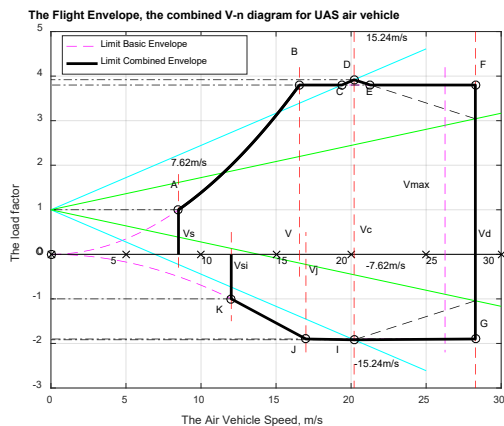
$$n_{\text{posg}} = 3.92$$

$$n_{\text{negg}} = -1.92$$

No kuriens attiecīgi koordinātes punktiem D(20.20, 3.92) un I(20.20, -1.92).

Lidojuma slodzes diagramma tika konstruēta MATLAB programmā, kuras kods ir redzams 3.pielikumā.

Saskaņā ar Eiropas aviācijas drošības aģentūras (EASA) ļoti vieglo lidaparātu sertifikācijas specifikāciju CS-VLA 333 vēja brāzmu slodze mainās lineāri robežās starp ātrumiem V_c un V_d [14 - 17; 30; 31].



5.10.att. BPLA Kopējā slodzes diagramma.

5.4. Nodaļas kopsavilkums un secinājumi

Šajā nodaļā tika izskatīti pamata elementi, kas uzstādās BPLA sistēmas lidaparātā, lai varētu veikt aprēķinus un noteikt tā galvenos parametrus (spārņa references laukumu un elektromotora jaudu), kas nepieciešami turpmākajā konstruēšanas fāzē detalizētu aprēķinu veikšanai. Process ļāva smalkāk iepazīt BPLA lidaparāta dažādus elektronikas elementus, aviācijas elektronikas tajā skaitā, kas bija noderīgi, lai izvēlētos vispiemērotāko elementu turpmākajā detalizētajā aprēķina fāzē. Galveno konstruēšanas parametru noteikšanai, tika izstrādāta aprēķina programma uz *MATLAB* programmas bāzes, kas ļauj to viegli pielietot konstruēšanas aprēķinos un arī parametru pārrēķinam nepieciešamības gadījumā. Tāpat tika uzkonstruēta BPLA sistēmas lidaparāta slodzes diagramma. Slodzes diagrammas aprēķinam arī tika izstrādāta programma uz *MATLAB* programmas bāzes, kas ļauj viegli veikt pārrēķinus nepieciešamības gadījumā.

6. DETALIZĒTĀ KONSTRUĒŠANAS FĀZE

Atbilstoši 3.5.tabulā “Lidaparāta četru galveno konstruēšanas fāžu apkopojums” minētajam detalizētās konstruēšanas fāzes uzdevumi ir dominējošo komponentu konstruēšana: spārns, aste, dzinēja sistēma, nosēšanās sistēma (nemehāniska) un sekundāro komponentu konstruēšana: nosēšanās sistēma (mehāniska), motors, korpuss, avionika, elektrosistēma, spēka pievadi.

Atbilstoši konstruējamai sistēmai šīs konstruēšanas fāzes I. daļā tiks konstruēts tikai galvenais spārns atbilstoši konceptuālajā konstruēšanās fāzē izvēlētajam, un, nosēšanās sistēma, kas dotai BPLAS ir nemehāniska. Pēc izvirzītajām prasībām dzinēja sistēma ir zināma – elektromotors. II. daļā tiks izvēlēti elektromotors, baterijas, avionikas sistēmas un spēka pievadi un konstruēts lidaparāta korpuss atbilstoši izvēlētajiem komponentiem to izvietošanai.

6.1. Spārna konstruēšana

Sākotnējās konstruēšanas fāzes laikā tika noteikti sekojoši parametri:

- bezpilota sistēmas lidaparāta maksimālais pacelšanās svars – 78.61 N;
- motora jauda – 0.82 kW;
- spārna references laukums – 1.1102 m².

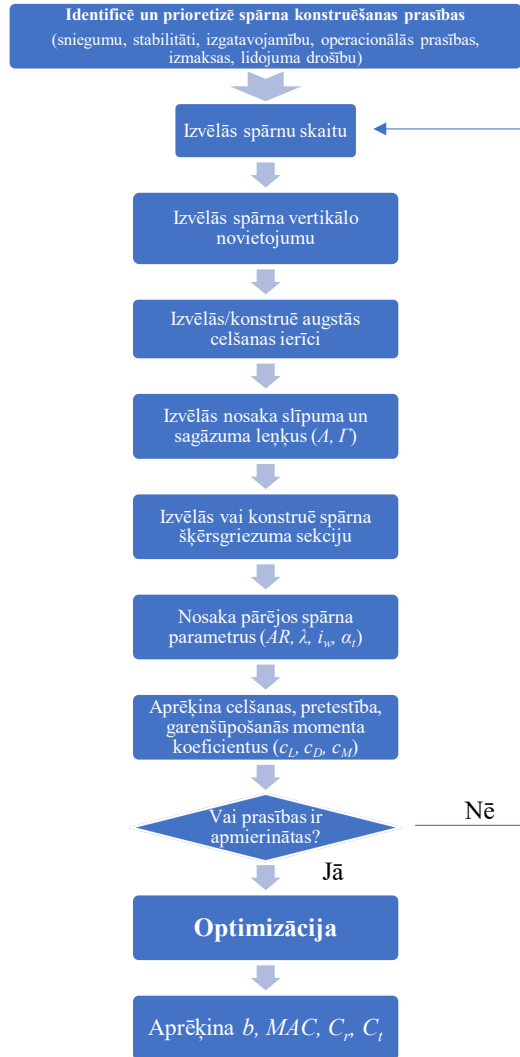
Nākošajā – detalizētajā konstruēšanas fāzē, tādi galvenie lidaparāta komponenti, kā spārns, fizelāža, horizontālā aste (šajā gadījumā viens lidaparāta korpusa variants ar V-veida asti), vertikālā aste (un otrs šā gadījuma lidaparāta variants – bezastes spārna tipa ar divām vertikālām astēm), vilces sistēma, nosēšanās sistēma (izpletņa nosēšanās vai dziļās iekrišanas) un kontroles virsmas (aizplākšņi, elevoni, elevatori, virzienstūre, utt.) tiks pakāpeniski pa vienam uzkonstruēti.

Katrs komponents šajā solī tiek uzkonstruēts, kā individuāla vienība, bet tālākos konstruēšanas soļos tiek savienoti vienotā sistēmā – lidaparātā un pārbaudīta to savstarpējā mijiedarbība [14 - 17; 31].

Spārna konstruēšanas laikā jānosaka 18 parametri:

1. spārna references laukums (S_W or S_{ref} or S - *wing reference area*);
2. spārnu skaits (*number of wings*);
3. vertikālais stāvoklis attiecībā pret fizelāžu – augsts, vidējs vai zems (*high, mid-, or low wing*);
4. horizontālais stāvoklis attiecībā pret fizelāžu (*horizontal position relative to the fuselage*);
5. šķērsriezums (*cross-section or airfoil*);
6. spārna proporcijas koeficients (AR - *aspect ratio*);
7. trapeces koeficients (λ - *taper ratio*);
8. spārna galotnes horda (C_t - *tip chord*);
9. spārna pamatnes horda (C_r - *root chord*);
10. vidējā aerodinamiskā horda (MAC or C - *mean aerodynamic chord*);
11. spārna vēziens (b - *span*);
12. savērpes leņķis (α_t - *twist angle or washout*);
13. bultveida leņķis (A - *sweep angle*);

14. krituma leņķis (Γ - *dihedral angle*);
15. iestatījuma jeb uzplūdes leņķis (i_w - *incidence or setting angle*, α_{set});
16. augstās celšanas ierīces, tādas kā, aizplāksnis (*high-lifting devices such as flap*);
17. eleroni (*aileron*);
18. cits spārna aprīkojums (*other wing accessories*).



6.1. att. Spārna konstruēšanas procedūra [14 - 17].

Pirmā pozīcija tika aprēķināta primārās konstruēšanas fāzes laikā. Tādā veidā šī fāze – detalizētā konstruēšanas fāze, sākas ar vienu zināmu parametru S_{ref} un ņemot vērā pārējās konstruēšanas prasības, tiek iegūti pārējie 17 parametri. Spārnam jādod pietiekams cēlējspēks tanī pašā laikā izstrādājot pēc iespējas mazāku pretestību un garsveres momentu. Konstruēšanas mērķi jāsasniedz visām lidojuma operācijām un uzdevumiem. Attēlā 6.1. ir

parādīts spārna konstruēšanas plūsmas grafiks. Spārna konstruēšana ir iteratīvs process, tāpēc izvēle/aprēķins parasti notiek atkārtoti vairākas reizes līdz tiek sasniegts vajadzīgais rezultāts [14 - 17; 31].

Šajā konstruēšanas fāzē dārgu un laikietilpīgu programmu aprēķini nav nepieciešami, tāpēc tiks izmantota vienkārša metode – celšanas līnijas teorija (*lifting-line theory*) ar kuru trīs spārna parametrus (L, D un M) var noteikt ar pietiekamu precizitāti.

Spārnu skaits

Dotajā konstruēšanas gadījumā tiek izvēlēta viena spārna konstrukcija, kas jau tika uzsvērts konceptuālajā un sākuma konstruēšanas fāzēs.

Spārna vertikālais novietojums

Viens no parametriem, kuru vajadzētu noteikt jau spārna konstruēšanas agrā stadijā ir tā vertikālais novietojums attiecībā pret fizelāžas centrālo līniju/asi. Šis spārna parametrs tieši ietekmēs pārējos lidaparāta komponentus, tajā skaitā, lidaparāta astes konstrukciju, nosēšanās sistēmu (šajā gadījumā iespējams, ka šo parametru neietekmēs) un smaguma centru.

Spārna novietojuma izvēles process

Spārna izvēlei tiek sastādīta parametru salīdzināšanas tabula.

6.1. tabula

Spārna konstrukcijas vērtēšanas tabula [14 - 17]

| Konstruēšanas mērķi | Svērtā vērtība, % | Augstais spārns | Zemais spārns | Vidējais spārns | Paaugstinātais spārns |
|--------------------------|-------------------|-----------------|---------------|-----------------|-----------------------|
| Stabilitātes prasības | 20 | 14 | 18 | 16 | 12 |
| Kontroles prasības | 15 | 14 | 14 | 14 | 10 |
| Izmaksa | 10 | 8 | 8 | 9 | 6 |
| Izgatavojamības prasības | 10 | 8 | 8 | 9 | 7 |
| Operacionālās prasības | 40 | 36 | 30 | 34 | 38 |
| Citas prasības | 5 | 4 | 3 | 4 | 2 |
| Kopējā vērtība: | 100 | 84 | 81 | 86 | 75 |

Pēc svērtās vērtības tiek izvēlēta BPLA sistēmas lidaparātam tiek izvēlēts vidējais spārna vertikālais izvietojums, kā pamata un augstā spārna vertikālais izvietojums, kā rezerves konfigurācijas variants.

Spārna šķērsriezuma sekcijas izvēle

Spārna šķērsriezuma laukuma forma tiks izvēlēta no jau esošajām spārna šķērsriezuma laukuma formas datu bāzēm pēc optimālo parametru salīdzināšanas un noteikšanas.

Vispārīgi ir pieejamas trīs veidu spārnu šķērsriezuma sekcijas formu datu bāzes – *NACA* (*NACA - National Advisory Committee for Aeronautics*, kas ir tagadējās *NASA - National Aeronautics and Space Administration* priekšgājējs), *Eppler* (Vācu inženiera izstrādātās šķērsriezuma laukuma formas, kā arī konstruēšanas koda izstrādātājs) un *Vortman* (*Wortman*). BPLA sistēmas lidaparātam tiks meklēti piemēroti spārna šķērsriezuma laukumi no *Eppler* un *Vortman* esošajām datu bāzēm. *Eppler* spārnu šķērsriezuma laukuma formas ir ļoti maziem *Reinoldsa* skaitļiem, *Vortman* – maziem *Reinoldsa* skaitļiem un *NACA* – mērena lieluma *Reinoldsa* skaitļiem. Dēļ iepriekš minētā vispiemērotākās spārna šķērsriezuma laukuma

formas var tikt atrastas starp Eppler vai Vortman šķērsriezuma laukuma formām [13 - 17; 31; 37].

Lidojums sastāv no pacelšanās, augstuma uzņemšanas, kreisēšanas lidojuma, pagrieziņa, manevra, nolaišanās, pietuvošanās un nosēšanās. Pamatā spārna šķērsriezuma sekcijas formas optimālā funkcija ir kreisēšanas lidojumā, tā kā lidaparāts lielāko lidojuma daļu pavada šajā fāzē. Kreisēšanas lidojumā celtspēja (L) ir vienāda ar lidaparāta svaru (W) un pretestība (D) ir vienāda ar dzinēja jaudu (P), tātad spārnam jārada pietiekama celtspēja un tanī pašā laikā pretestībai jābūt minimālai. Abus koeficientus nosaka spārna šķērsriezuma sekcijas forma. Kreisēšanas lidojumam ir spēkā sekojoša vienādība:

$$L = W \Rightarrow \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S \times C_L \quad (6.1.)$$

un pretestības spēks propellera lidaparātam :

$$D = T \Rightarrow \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S \times C_D = \frac{n \times \eta_P \times P_{max}}{V_C} \quad (6.2.)$$

Mainīgais n tiek pieņemts robežās no 0.6 – 0.9. Tas nozīmē, ka kreisēšanas lidojumā dzinēja jauda tiek izmantota tikai daļēji, bet ne maksimāli. Šajā daļā ieteicamā vērtība ir 0.75, bet tās precīza vērtība tiks noteikta turpmākos aprēķinos. Maksimālā dzinēja jauda tiek izmantota tikai lidaparāta pacelšanās laikā.

Ir vairāki grafiku veidi pēc kuriem spārna šķērsriezuma sekcijas formas izvēles procesā var izvērtēt tā raksturlielumus. Tie galvenokārt ir grafiki, kas parāda bez-dimensionālu celtspējas, pretestības un garsveres momenta koeficientu izmaiņas attiecībā pret uzplūdes leņķi. Šos koeficientus aprēķina pēc sekojošām vienādībām:

$$C_l = \frac{l}{\frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times (C \times l)} \quad (6.3.)$$

$$C_d = \frac{d}{\frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times (C \times l)} \quad (6.4.)$$

$$C_m = \frac{m}{\frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times (C \times l) \times C} \quad (6.5.)$$

kur l , d un m ir divdimensiju spārna šķērsriezuma sekcijas celšanas un pretestības spēki, un garsveres moments. $(C \times l)$ pieņemts spārna šķērsriezuma sekcijas hordas reizinājums ar spārna vēziena garumu ($b = l$).

Spārna šķērsriezuma sekcijas izvēles kritēriji

Spārna šķērsriezuma sekcijas izvēle ir visaptveroša spārna konstruēšanā. Spārna šķērsriezuma sekcijas izvēle sākas ar skaidru lidojuma prasību definējumu. Piemēram, zemskaņas lidojuma konstruēšanas prasības ļoti atšķiras no virsskaņas lidojuma konstruēšanas mērķiem. Lidošanai skaņas apgabalā nepieciešama īpaša spārna šķērsriezuma sekcija, kas atbilst Maha skaitļa ātruma novirzes/diverģences prasībām. Konstruēšanas procesā jāņem vērā arī citas prasības, tādas kā, derīguma lidojumam, konstrukcijas, izgatavojamības un izmaksu prasības. Vispārīgi spārna šķērsriezuma sekcijas izvēlei pēc konstruēšanas prasībām tiek izmantoti sekojoši kritēriji:

1. Spārna šķērsriezuma sekcija ar lielāko maksimālo celtspējas koeficientu (C_{lmax}).
2. Spārna šķērsriezuma sekcija ar piemērotu ideālo vai konstruēšanas celtspējas koeficientu (C_{ld} vai C_{li}).
3. Spārna šķērsriezuma sekcija ar mazāko minimālo pretestības koeficientu (C_{dmin}).

4. Spārna šķērsriezuma sekcija ar lielāko celjspējas-pretestības attiecības vērtību $((C_l/C_d)_{\max})$.
5. Spārna šķērsriezuma sekcija ar lielāko celjspējas līknes slīpumu $(C_{l\max})$.
6. Spārna šķērsriezuma sekcija ar mazāko (tuvu nullei; negatīvu vai pozitīvu) garenšūpošanās koeficientu (C_m) .
7. Piemērotu iekrišanas kvalitāti iekrišanas apgabalā (izmaiņām jābūt pakāpeniskām, ne asām).
8. Spārna šķērsriezuma sekcijai jābūt konstruktīvi pastiprināmai. Spārna šķērsriezuma sekcija nedrīkst būt tik plāna, ka tajā nevar ievietot lonžeronu.
9. Spārna šķērsriezuma sekcijai jābūt izgatavojamai.
10. Jāņem vērā izmaksas.
11. Jāņem vērā citas konstruēšanas prasības. Piemēram, ja degvielas bāka ir konstruēta ievietošanai spārnā, spārna šķērsriezuma sekcijai jādod pietiekama telpa tādām nolūkam.
12. Ja vairāk nekā viena spārna šķērsriezuma sekcija tiek paredzēta spārna konstruēšanai, tad jāizskata divu šķērsriezuma sekciju integrēšanu vienā spārnā.

Parasti nevar atrast vienu spārna šķērsriezuma sekciju, kurai būtu optimālās vērtības visām augstāk minētām prasībām. Piemēram, var atrast spārna šķērsriezuma sekciju, kurai ir augstākā $C_{l\max}$ vērtība, bet nav augstākā $(C_l/C_d)_{\max}$. Šādos gadījumos jāmeklē kompromiss ar izvērtēšanu, kura no konstruēšanas prasībām ir svarīgākā.

Vadlīnijām, tipiska spārna šķērsriezuma sekcijas maksimālā biežuma-hordas attiecības vērtība, lielākai daļai lidaparātu ir robežās no 6–18%. Zema ātruma lidaparātiem ar augstām celjspējas prasībām (tādiem kā kravas lidaparātiem), tipiskas spārna $(t/c)_{\max}$ vērtības ir ap 15–18% [14 - 17; 31].

Praktiskā spārna šķērsriezuma sekcijas izvēle

Praktiskajā spārna šķērsriezuma sekcijas izvēlē tiks izmantotas galvenokārt datu bāzē esošās Eppler spārna šķērsriezuma sekcijas tā kā tās ir paredzētas maziem Reynolds skaitļiem. Alternatīvi tiks izskatīti arī citi spārna šķērsriezuma sekciju paraugi (NACA, Wortman).

Spārna šķērsriezuma sekcijas izvēle notiek sekojošos soļos:

1. Bezpilota sistēmas vidējais svars kreisēšanas lidojumā. Tā kā lidaparāta piedziņai tiks izmantots elektromotors, tad tā svars lidojuma laikā nemainīsies. Svārs tika noteikts iepriekšējā konstruēšanas daļā - $W = 78.61 \text{ N}$.
2. Aprēķina lidaparāta ideālo kreisēšanas celjspējas koeficientu (C_{LC}) . Kreisēšanas lidojumā lidaparāta svārs ir vienāds ar celspēku.

$$C_{LC} = \frac{2 \times W}{\rho \times V_c^2 \times S} = \frac{2 \times 78.61}{1.184 \times 20.20^2 \times 1.1102} = 0.29312, \quad (6.6.)$$

kur

V_c – lidaparāta kreisēšanas lidojuma ātrums, m/s;

ρ – gaisa blīvums kreisēšanas lidojuma augstumā, kg/m^3 ;

S – spārna laukums, m^2 .

3. Aprēķina spārna kreisēšanas celjspējas koeficientu (C_{LCw}) . Pamatā spārns ir paredzēts tikai celjspējas izstrādei. Tomēr citi lidaparāta komponenti arī iegulda kopējā celjspējas izstrādē (negatīvi vai pozitīvi), dažos gadījumos pat līdz 20 %. Tādējādi saistība starp lidaparāta kreisēšanas celjspējas koeficientu un spārna kreisēšanas celjspējas koeficientu ir lidaparāta konfigurācijas konstrukcija. Fizelāžas, astes un citu komponentu ieguldījums noteiks arī spārna

ieguldījumu lidaparāta celbspējas koeficientā. Kamēr pārējo komponentu ģeometriskā forma vēl nav noteikta, spārna kreisēšanas celbspējas koeficientu noteikšanai var izmantot sekojošu aptuvenu sakarību:

$$C_{L_{CW}} = \frac{C_{LC}}{0.95} = \frac{0.29312}{0.95} = 0.30855. \quad (6.7.)$$

Turpmākā konstruēšanas fāzē, kad ir arī uzkonstruēti pārējie komponenti, šī sakarība ir jāprecizē.

4. Aprēķina spārna šķērsgriezuma sekcijas ideālo celbspējas koeficientu (C_{li}). Šajā stadijā spārns vēl nav uzkonstruēts, tāpēc jāizmanto aptuvenu vērtību sakars. Faktiski spārna vēziens ir ierobežots un lielākā daļā gadījumu spārnam ir bultveidīguma leņķis un ne-konstanta horda, tāpēc spārna celbspējas koeficients būs nedaudz mazāks nekā spārna šķērsgriezuma sekcijas celbspējas koeficients. Aprēķinam tiek izmantota sekojoša aptuvena vienādtība:

$$C_{li} = \frac{C_{L_{CW}}}{0.9} = \frac{0.30855}{0.9} = 0.34284. \quad (6.8.)$$

Tālākā konstruēšanas fāzē šī aptuvenā vērtība tiks pārrēķināta iekļaujot spārna ģeometrisku formu nepieciešamajā spārna šķērsgriezuma sekcijas ideālajā celbspējas koeficientā.

5. Aprēķina lidaparāta maksimālo celbspējas koeficientu ($C_{L_{max}}$):

$$C_{L_{max}} = \frac{2 \times W}{\rho_0 \times V_S^2 \times S} = \frac{2 \times 78.61}{1.225 \times 8.5^2 \times 1.1102} = 1.6000466, \quad (6.9.)$$

kur V_S ir lidaparāta iekrišanas lidojuma ātrums un ρ_0 – gaisa blīvums jūras līmenī.

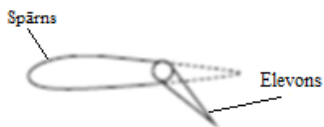
6. Aprēķina spārna maksimālo celbspējas koeficientu ($C_{L_{max_w}}$). Tāda paša iemesla dēļ, kas bija aprakstīts 3.solī tiek izmantota šāda aptuvena sakarība:

$$C_{L_{max_w}} = \frac{C_{L_{max}}}{0.95} = \frac{1.6000466}{0.95} = 1.6843. \quad (6.10.)$$

7. Šajā solī ir nepieciešams izvēlēties aizplākšņu (*HLD*) tipu, ģeometrisku formu un maksimālo atlieci. Tā kā lidaparāta tips jau tika izvēlēts iepriekš, kas ir lidojošais spārns, un šī tipa lidaparātam aizplākšņi nav raksturīgi, tad šajā solī tiek izvēlēta šim lidaparātam raksturīga lidojuma kontroles ierīce, kas ir elevons (ierīce, kur apvienota elevatora un elerona funkcionalitāte). Spārna šķērsgriezuma sekcijas līmenī elevona novirzīšanās izraisa sekojošu sešu spārna šķērsgriezuma sekcijas parametru izmaiņu:

- 1) Celbspējas koeficienta (C_l) izmaiņas.
- 3) Nulles-celbspējas uzplūdes leņķa (α_o) izmaiņas.
- 4) Iekrišanas leņķa (α_s) izmaiņas.
- 5) Garenšūpošanās momenta koeficienta (C_m) izmaiņas.
- 6) Pretestības koeficienta (C_d) palielināšanos.
- 7) Celbspējas līknes slīpuma ($C_{l\alpha}$) izmaiņas.

Elevona konstrukcija tiek izvēlēta atbilstoši vienkāršā aizplākšņa (*a plain flap*) tipam (sk.att. 6.2.), kas ir visvienkāršākais un senākais veids. Tas ir spārna šķērsgriezuma sekcijas formas, ar stiprinājumu spārna mugurpusē tādā veidā, ka to var novirzīt gan uz leju, gan augšu.



6.2. att. Elevona veids [14].

Spārna elevona konstruēšanā tiek noteikti sekojoši parametri:

- 1) Atrāšanās vieta pēc spārna vēziena: atrodas spārna aizmugurējā daļā, 0.05 līdz 0.15 m no spārna gala un līdz 70 % no spārna garuma, taisnstūra vai trapeces veida, precīzi izmēri un forma tiks noteikta vēlāk pēc spārna veida noteikšanas.
- 2) Pēc izvēlētās lidaparāta konfigurācijas tie pildīs elevatoru funkcijas (elevoni), kā arī eleronu funkcijas (spārna bezastes tipa konfigurācija). Vēl papildus turpmākos aprēķinos būs jāiekļauj eleronu sniegtās funkcijas, ja tās tiks konstruētas vienā ierīcē.
- 3) Elevona horda (C_E): horda šajā konstruēšanas stadijā tiek pieņemta 20 % apmērā no spārna vidējās hordas:

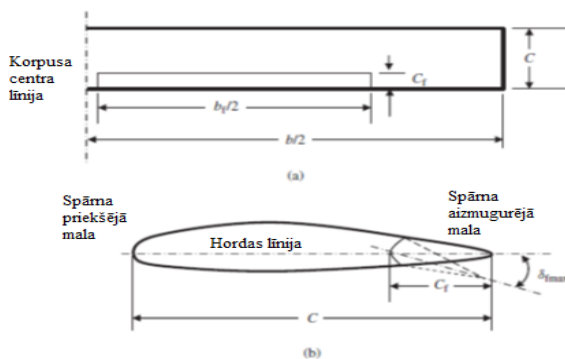
$$C_E = C_{m_{gc}} \times 0.2 = 0.372525 \times 0.2 = 0.074505 \text{ m} \sim 75 \text{ mm}. \quad (6.11.)$$

- 4) Elevona vēziens (b_E) šajā konstruēšanas stadijā tiek pieņemts 70 % apmērā no spārna garuma:

$$b_E = b \times 0.7 = 2.98 \times 0.7 = 2.086 \text{ m} \quad (6.12.)$$

Tātad pus spārna hordas garums ir $b_E/2 = 1 \text{ 043 mm}$.

- 5) Elevona maksimālā novirze (δ_{\max}):



6.3. att. Elevona parametri: (a) labā spārna augš-skats; (b) spārna iekšējās daļas sānskats (elevons noliekts) [14].

Šajā aprēķina stadijā elevona maksimālo novirzes leņķi δ_{\max} pieņem 30° .

8. Aprēķina spārna šķērsgriezuma sekcijas tīro maksimālo celbspējas koeficientu ($C_{l_{\max}}$ - *the wing airfoil net maximum lift coefficient*). Konvencionālā lidaparāta tipa gadījumā vienādojums ir sekojošs:

$$C_{l_{\max}} = C_{l_{\max_gross}} - \Delta C_{l_{HLD}} \quad (6.13.),$$

bet tā kā konstruktīvi ir izvēlēts lidojošā spārna tipa lidaparāts, tad $C_{l_{\max}} = C_{L_{\max_w}} = 1.6843$.

9. Nosaka spārna šķērsriezuma sekcijas alternatīvos variantus, kas nodrošina vēlamo C_{ii} (4.solis) un C_{lmax} (8.solis).

10. No vairākām spārna šķērsriezuma sekcijas alternatīvām sastāda salīdzinājuma tabulu. Tabulā atzīmē arī svērtos lielumus atbilstoši konstruktīvajām prasībām.

6.2. tabula

Spārna šķērsriezuma sekciju vērtējuma tabula

| Nr. p.k. | Mērķis | Svars, % | Spārna sekcija 1 | Spārna sekcija 2 | Spārna sekcija 3 | Spārna sekcija 4 | Spārna sekcija 5 | Spārna sekcija 6 |
|----------|-----------------------|---------------|------------------|------------------|------------------|------------------|------------------|------------------|
| 1. | C_{dmin} | 20 | 0.0145 | 0.01284 | 0.01414 | 0.01595 | 0.01295 | 0.00986 |
| 2. | C_{m0} | 25 | -0.0044 | 0.0099 | -0.0019 | -0.0096 | -0.0052 | -0.0038 |
| 3. | α_s | 10 | 9.9 | 11.6 | 10.2 | 10.7 | 8.2 | 8.0 |
| 4. | α_0 | 10 | -1 | -1.1 | -1.5 | -1.9 | 0.0 | 0.0 |
| 5. | $(C_l/C_d)_{max}$ | 20 | 47.5 | 39.0 | 46.0 | 40.6 | 29.5 | 22.7 |
| 6. | C_{la} | 5 | 6.0137 | 6.1042 | 6.1132 | 6.1494 | 6.0589 | 5.9233 |
| 7. | Iekrišanas kvalitāte | 10 | 4 | 8 | 6 | 6 | 4 | 5 |
| Kopā: | | 100 | 65.5 | 64.8 | 72.5 | 64.3 | 55.1 | 55.8 |
| 8. | C_{dc} | 20 | 0.01416 | 0.01425 | 0.01531 | - | - | - |
| 9. | C_{las} | - | 1.0361 | 0.9783 | 0.9746 | 1.1613 | 0.8132 | 0.7093 |
| 10. | C_{ii} | 0.3428 | 0.3460 | 0.3408 | 0.3426 | 0.3423 | 0.3415 | 0.3407 |
| 11. | $\alpha_i (\alpha_c)$ | - | 1.8 | 2.4 | 2.1 | 0.8 | 2.5 | 2.8 |

Sakarā ar to, ka vislielākais parametru svērtais lielums pēc konstruktīvajām funkcionālajām prasībām ir spārna šķērsriezuma Eppler e186 (72,5 %), tad tas tiek pieņemts par pamatu turpmākajā konstruktīvajā izstrādē. Konstruēšanas nepieciešamībai rezervē tiek arī ņemti vērā vēl divi spārnu šķērsriezumi ar nākošiem lielākiem svērtiem funkcionāliem parametriem Wartman fx66h80 (65,5 %) un Martin Heppler mh110 (64,8 %), kas tiks izmantoti, ja būs nepieciešama spārna konstrukcija ar vairāk kā vienu spārna šķērsriezumu.

Izvērtējot visus parametrus (iekrišanas leņķi – α_s , attiecību – $(C_l/C_d)_{max}$ u.c), kas ietekmē uzstādīto konstruktīvo mērķu sasniegšanu, tiek pieņemts lēmums spārnu veidot no diviem profiliem: Eppler e186 un Wartman fx66h80. Takā profils Wartman fx66h80 nodrošina vislielāko attiecības – $(C_l/C_d)_{max}$ vērtību, kas attiecīgi nodrošina lielāko lidojuma ilgumu, tad tiek pieņemts lēmums šo profili izmantot spārna iekšējās daļas konstrukcijā, bet profilu Eppler e186 – spārna ārējās daļas konstrukcijā, kas nodrošinās arī lidaparāta stabilitāti, jo profilam Eppler e186 ir lielāks iekrišanas leņķis, kas nepieciešamības gadījumā dos laiku lidaparāta stabilizēšanai [14 - 17; 31; 37].

Tā kā uz lidojuma ilgumu arī atstāj iespaidu celtspējas koeficients un pretestības koeficients, kuru vērtības var samazināt spārna konstrukcijā izmantojot vingletu (*winglet*), tad konstruktīvi tiks veidots arī vinglets. Vinglets tiks veidots no profila psu94-097, kas eksperimentāli ir izstrādāti un uzlaboti vairāku gadu garumā un dod labus rādījumus.

Spārna konstruktīvo izmēru aprēķins

Sekojoši nepieciešams izvēlēties spārna šķērsriezuma iestatījuma vai uzplūds leņķi (α_{set} vai i_w) pret lidaparāta korpusa horizontālo asi, kas saskaņā ar parametriem no 6.2.tabulas ir $2,1^\circ$ un $1,8^\circ$ attiecīgi Eppler e186 un Wartman fx66h80 šķērsriezumiem un tiek pieņemts konstruēšanas procesa sākuma stadijai, bet nepieciešamības gadījumā tiks koriģēts turpmāk, ja būs nepieciešams [14 - 17; 31].

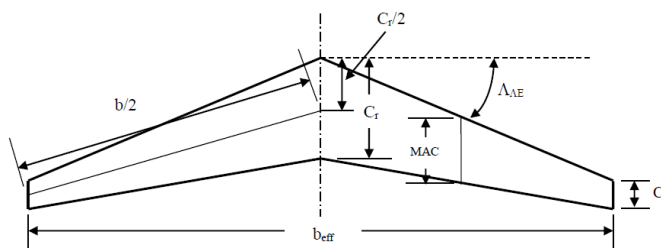
Spārna iestatījuma leņķim jāapmierina sekojošas konstruēšanas prasības:

1. Spārnam jāizstrādā nepieciešamais celšanas spēks kreisēšanas lidojumā.
2. Spārnam jābūt minimālam pretestības spēkam kreisēšanas lidojumā.
3. Iestatījuma leņķim jābūt tādām, lai to varētu droši mainīt (palielināt) pacelšanās lidojuma fāzē.
4. Iestatījuma leņķim jābūt tādām, lai korpusa izstrādātu minimālu pretestības spēku kreisēšanas lidojumā (korpusa uzplūdes leņķim kreisēšanas lidojumā jābūt nulle).

Efektīvais spārna vēziens (b_{eff}) un efektīvais attiecības koeficients (AR_{eff}) ir parametri, kas parādās, ja spārnam ir kaut kāds bultveidīguma leņķis. Taisnam spārnam vēziens ir attālums starp spārna galiem paralēli lidaparāta laterālajai asij (y -asij). Bultveidīgam spārnam vēziens ir divi attālumi no spārna viena gala līdz korpusa centrālajai līnijai paralēli 50 % slīpuma hordas līnijai. Attēlā 6.11. ir parādīta atšķirība starp spārna vēzienu un efektīvo spārna vēzienu. Attiecīgi vienādojums efektīvai attiecībai izsakās sekojoši [14 - 17; 31]:

$$AR_{eff} = \frac{b_{eff}^2}{S}. \quad (6.14.)$$

Spārna efektīvā vēziena noteikšana balstās uz trīsstūra likumiem.



6.4. att. Bultveida spārna efektīvais vēziens (b_{eff}) [14].

Pamatā spārnam piešķir bultveidīgumu, lai sasniegtu sekojošus konstruēšanas mērķus:

1. Uzlabotu spārna aerodinamiskās īpašības (celtspēju, pretestību un garenveres momentu).
2. Pieregulētu lidaparāta gravitācijas centru.
3. Uzlabotu statisko laterālo stabilitāti.
4. Ietekmētu garenisko un virziena stabilitāti.

Spārna bultveidīguma leņķu aprēķins

Lidaparāta spārnu laukums ir $S = 1.1102 \text{ m}^2$, spārna relatīvā pagarinājuma attiecība $AR = 8$, trapecveidīguma koeficients tiek pieņemts $\lambda = 0,6$. Nepieciešams, lai 50 % hordas līnijas bultveidīgums būtu 30° .

Saskaņā ar vienādojumu (6.18.) spārna vēziens ir:

$$b = \sqrt{AR \times S} = \sqrt{8 \times 1.1102} = 2.9802 \text{ m} \quad (6.15.)$$

$$= 0.6480685 \Rightarrow \Lambda_{LE} = 32.95^\circ \quad (6.23.)$$

Spārna priekšējās malas bultveidīguma leņķis ir $32,95^\circ$ ar bultveidīgumu uz mugurpusi.

Trīsstūrī GJB, kurā ietilpst ceturtdaļu-hordas bultveidīguma leņķis ($\Lambda_{C/4}$), ir spēkā vienādība:

$$\begin{aligned} \tan(\Lambda_{C/4}) &= \frac{GJ}{BJ} = \frac{GH + JH}{\frac{b_{eff}}{2}} = \frac{\frac{C_t}{4} + KH - KJ}{\frac{2.5809}{2}} = \frac{\frac{C_t}{4} + (KI + IH) - KJ}{1.29045} = \\ &= \frac{\frac{C_t}{4} + \left(\frac{C_r}{2} + 0.6082\right) - \frac{C_r}{4}}{1.29045} = \frac{\frac{0.2737}{4} + \left(\frac{0.4562}{2} + 0.6082\right) - \frac{0.4562}{4}}{1.29045} = \\ &= \frac{0.068425 + 0.8363 - 0.11405}{1.29045} = 0.61271262 \Rightarrow \Lambda_{C/4} = 31.50^\circ \quad (6.24.) \end{aligned}$$

Spārna ceturtdaļu-hordas bultveidīguma leņķis ir 31.50° ar bultveidīgumu uz mugurpusi.

Redzams, ka spārna priekšējās malas un ceturtdaļu-hordas bultveidīguma leņķi ir lielāki nekā 50 % hordas līnijas bultveidīguma leņķis (30°).

Pēdējais trīsstūris, kurā ietilpst spārna aizmugures bultveidīguma leņķis (Λ_{TE}) ir spēkā vienādība:

$$\begin{aligned} \tan(\Lambda_{TE}) &= \frac{EL}{LD} = \frac{EK - KL}{\frac{b_{eff}}{2}} = \frac{EK - C_r}{\frac{b_{eff}}{2}} = \frac{\frac{C_t}{2} + KH - C_r}{\frac{b_{eff}}{2}} = \\ &= \frac{\frac{C_t}{2} + (KI + IH) - C_r}{\frac{b_{eff}}{2}} = \frac{\frac{0.2737}{2} + \left(\frac{0.4562}{2} + 0.6082\right) - 0.4562}{1.29045} = \\ &= \frac{0.13685 + 0.8363 - 0.4562}{1.29045} = \frac{0.13685 + 0.8363 - 0.4562}{1.29045} = \\ &= 0.4005967 \Rightarrow \Lambda_{TE} = 21.83^\circ \quad (6.25.) \end{aligned}$$

Spārna aizmugurējās malas bultveidīguma leņķis ir 21.83° ar bultveidīgumu uz mugurpusi.

Spārna aizmugurējās malas bultveidīguma leņķis ir ievērojami mazāks nekā 50 % hordas bultveidīguma leņķis [14 - 17; 31].

Stabilitātes un līdzsvara aprēķins

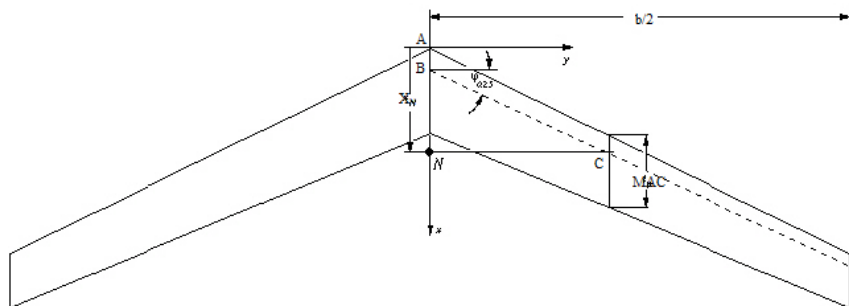
Lidaparātā smaguma centra (*CG – the Centre Of Gravity*) *CG* atrašanās vieta ietekmē tā stabilitātes un kontrolējamības īpašības. Lidaparāta *CG* atrašanās vietu nosaka attiecībā pret neitrālo punktu (*NP – the Neutral Point*) vai to arī mēdz saukt par aerodinamisko centru (*ac*).

Aprēķinu vienkāršošanai *CG* atrašanās vietu uz x-ass izsaka spārna vidējās aerodinamiskās hordas (*MAC – Mean Aerodynamic Chord*) vienībās. Vēl viens iemesls kāpēc tiek lietota tāda mērvienība ir *CG* saistība ar aerodinamisko centru, kas parasti ir *MAC* ceturtdaļas punktā.

Šīs pieejas izmantošana ievieš vēl vienu x_{cg} bez-dimensionālu lielumu – *h*, kas tiek izmantots, lai apzīmētu *CG* atrašanās vietu, piemēram, ja lidaparāta *CG* atrašanās vieta ir 20% no *MAC*, tad to raksta sekojoši - $h = 0.2$. Tā pat lieto arī apzīmējumu h_0 , lai apzīmētu aerodinamiskā centra atrašanās vietu uz *MAC* [14 - 17; 31].

Lidaparāta *CG* ietekmē uz tā izvietotās ierīces, kuru novietojums ir jāpielāgo, lai *CG* atrastos pieļaujamā diapazonā. Šajā aprēķina daļā tiks noteikts tikai spārna aerodinamiskais centrs. Smaguma centrs tiks noteikts turpmākajās aprēķina daļās, kad būs zināmi pārējie konstruktīvie elementi, to izmērs un svars un vajadzēs noteikt to atrašanās vietu.

Sakarā ar spārna konstrukcijas īpatnībām (slīpumu, koniskumu) aerodinamiskā centra atrašanās vieta ir jāaprēķina. Aprēķina shēma ir parādīta attēlā zemāk.



6.6. att. Spārna neitrālā punkta/aerodinamiskā centra aprēķina shēma [14].

Vidējās aerodinamiskās hordas MAC attālumu uz y -ass:

$$y = \frac{b}{2} \times \frac{C_r - MAC}{C_r - C_t} = \frac{2.5809}{2} \times \frac{0.4562 - 0.3725}{0.4562 - 0.2737} = 0.5917 \text{ m.} \quad (6.26.)$$

Neitrālā punkta attālumu X_N no spārna centrālās ass priekšējās malas aprēķina izmantojot trīsstūra likumu.

$$\begin{aligned} \tan(C) &= \frac{BN}{NC} \Rightarrow AN = AB + NC \times \tan(\alpha_{LE}) = \\ &= \frac{C_r}{4} + 0.5917 \times 0.6127 = 0.11405 + 0.3625 = 0.4766 \text{ m.} \end{aligned} \quad (6.27.)$$

Tātad neitrālais punkts vai aerodinamiskais centrs atrodas ~ 477 mm attālumā no spārna priekšējās malas punkta uz centrālās x -ass. Dēļ izvēlētās konstrukcijas lidaparāta CG jābūt novietotam priekšpusē, tas ir, virzienā uz priekšgalu no N punkta [14 - 17; 31].

Spārna savērpes leņķa aprēķins

Ja spārna gals ir ar zemāku uzplūdes leņķi nekā spārna pamatne, tad tam ir negatīvais savērpes leņķis (α_r). Un otrādi, ja spārna gals ir ar augstāku uzplūdes leņķi nekā spārna pamatne, tad tam ir pozitīvs savērpes leņķis. Parasti savērpes leņķis ir negatīvs, kas nozīmē ka tā uzplūdes leņķis garuma virzienā samazinās. Modernos lidaparātos spārna šķērsgriezuma sekcijas, tā garumā, parasti ir dažādas ar dažādām nulles celtspējas koeficienta vērtībām. Tā ir aerodinamiska spārna savērpe. Ja spārna šķērsgriezuma sekcija visā tā garumā ir tā pati, bet atšķirās pēc biezuma un ir dažāds uzplūdes leņķis, tad to sauc par *ģeometrisko savērpi*. Ja spārnā ir dažādas šķērsgriezuma sekcijas, tad tā ir *aerodinamiska savērpe*. Abiem savērpes veidiem ir gan priekšrocības, gan trūkumi. Tas ir jāizlemj konstruktoram, kurš no veidiem būs labākais, lai apmierinātu konstruēšanas prasības. Savērpes veids ir lēmuma pieņemšanas lieta, bet tā lielums tiek noteikts ar aprēķiniem [14 - 17; 31].

Nepieciešamības gadījumā konstrukcija var izmantot abus savērpes veidus. Izmantojot spārna savērpšanu konstrukcijā tiek sasniegti sekojoši galvenie mērķi:

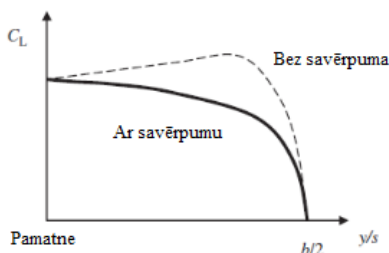
1. Spārna galotnes iekrišanas leņķis tiek sasniegts vēlāk nekā spārna pamatnei.
2. Celšanas slodzes sadalījums spārna garumā iegūst eliptisku formu.

Viens nevēlams faktors no spārna savērpes ir celtspējas samazinājums.

Lidaparāta spārna pamatnei sasniedzot iekrišanas leņķi to vēl ir iespējams stabilizēt ar spārna galos esošajiem eleroniem, tā kā tie vēl nav sasnieguši iekrišanas leņķi. Šis nosacījums uzlabo lidaparāta drošību gadījumā, ja spārns sasniedz iekrišanas leņķi. Galvenais spārna savērpšanas trūkums ir celtspējas samazināšanās, tā kā, tas parasti ir negatīvs, jo samazinoties spārna uzplūdes leņķim, samazinās arī tā celtspējas koeficients. Spārna savērpes ierobežojuma nosacījums ir, ka tas nedrīkst būt tik liels, lai radītu negatīvu celtspēju spārna ārējās daļās. Tā ka katrai spārna sekcijai ir nulles uzplūdes leņķis (α_0), tad ir spēkā sekojošs nosacījums:

$$|\alpha_f| + i_w \geq |\alpha_0| \quad (6.28.)$$

Kad spārna ārējā daļa izstrādā negatīvu celtspēju, kopējā celtspēja samazinās. No tā ir jāizvairās savērpuma leņķa noteikšanas procesā.



6.7. att. Spārna negatīva savērpuma ietekme uz celšanas spēka sadalījumu [14].

Tipiskas vērtības spārna ģeometriskajam savērpumam ir no -1 līdz -4° (negatīvais savērpums). Precīzas vērtības nosakās pēc tā, ka spārna galotnei iekrišanas leņķis jāsasniedz vēlāk nekā spārna pamatnei un celšanas slodzes sadalījumam jābūt eliptiskam, kā ir parādīts attēlā 6.7. [14 - 17; 31].

Izpētot izvēlētos spārna šķērsgrizumus un vadoties pēc principiem minētiem iepriekš tika secināts, ka konstruktīvi var izvēlēties spārnu no divām šķērsgrizuma sekcijām – jau iepriekš izvēlētajās Eppler e186 un Wartmann fx66h88. Sakarā ar to ka pēc spārna pārbaudes ar *Lifting-Line Theory* kodu Matlab programmā pie 0 savērpuma leņķa neveidojās eliptiska slodze visā spārna garumā tika pakāpeniski palielināts savērpuma leņķis līdz $-1,5^\circ$, kas nodrošināja spārna eliptisku slodzes diagrammu. Salīdzinot abu iepriekšminēto spārna šķērsgrizumu parametrus varēja redzēt, ka abu šķērsgrizumu sekciju garenšūpošanas momentu (C_m) 0 (nulles) vērtība ir pie uzplūdes leņķa starpības $1,5^\circ$ un pamata izvēlētajam spārna šķērsgrizumam tā ir mazāka, tad tiek pieņemts lēmums spārnu veidot no divām daļām – iekšējās (*inboard*) un ārējās (*outboard*), kur iekšējai daļai izmantot fx66h80 šķērsgrizuma sekciju un ārējai daļai e186 šķērsgrizuma sekciju, kas nodrošinās labu stāvokli lidaparātam lidojumam planēšanas režīmā (*loiter*), kā arī kreisēšanas lidojumam ar minimālu enerģijas patēriņu.

Tiks nodrošināta arī prasība, ka spārna āra galam jānonāk iekrišanas režīmā vēlāk nekā spārna iekšējam galam pie korpusa.

Pēc spārna visu parametru izvēles un konstruktīvo izmēru noteikšanas nepieciešams noteikt tā celtspējas koeficientu. Viena no vienkāršākajām un taņī pašā laikā precīzākā metode, ko var izmantot ir *Lifting Line Theory*. Aprēķins tiks veikts MATLAB programmā, kuras kodu var redzēt 3.pielikumā. Aprēķinātais spārna celtspējas koeficients ir $C_L = 0.46373$ [14 - 17; 31].

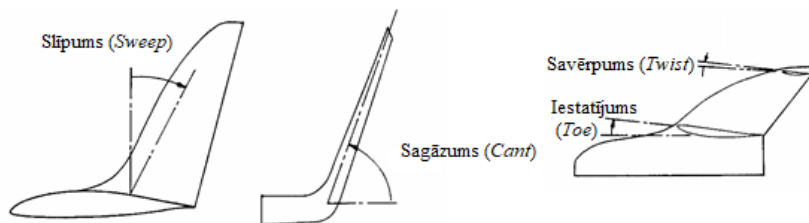
6.2. Vingleta konstruktīvo parametru noteikšana

Galvenais šķērslis, kas ietekmē lidaparāta sniegumu ir pretestība, ko izstrādā lidaparāts lidojot. Jo mazāka pretestība ir lidaparātam, jo mazāk jaudas tam nepieciešams lidojot un tātad tas arī patērēs mazāk enerģijas lidojot. Laba gaisa pretestības samazināšanas ierīce ir vinglets.

Pienācīgi uzkonstruēts vinglets, tieši konkrētam spārna veidam, var palielināt celtspējas koeficientu no 10 % līdz 20 % un samazināt pretestības koeficientu no 20 % līdz 25 %. Tāpat, kā citi spārna parametri – bultveidīgums, trapecveidīgums, vinglets samazina spārna indicēto pretestību. Tā kā galvenais šī mini klases BPLAS konstruēšanas procesa mērķis ir iegūt lielu lidojuma laiku, tad celšanas koeficienta palielināšana un pretestības koeficienta samazināšana ir ļoti svarīga, turpmākā procesā tiks konstruēts vinglets.

Tiks noteikti sekojoši vingleta parametri:

- bultveidīguma leņķis;
- sagāzuma leņķis;
- savērpuma leņķis;
- iestatījuma leņķis.



6.8. att. Vingleta galvenie konstruktīvie parametri [38].

Ideālā gadījumā vinglets tiek konstruēts, katram lidaparāta veidam atsevišķi, bet tā kā tas ir ļoti darba un laika ietilpīgs process, tad vingleta šķērsgriezuma profils tiks izvēlēts no jau esošajiem un pārbaudītajiem profiliem. Lielākais ieguvums no vingleta tiek sagaidīts lidināšanas/planēšanas režīmā un kreisēšanas režīmā pie zemiem ātrumiem. Šāds lidojuma režīms ir tuvs planieriem. Detalizēta pētniecība vingletu šķērsgriezuma profilu veidiem ir veikta ASV Pensilvānijas štata universitātē (*The Pennsylvania State University*), kā rezultātā izstrādāts vingleta šķērsgriezuma profils *PSU 94-097* [38 - 40].

Mērķis bija uzkonstruēt šķērsgriezuma profilu, kas būtu izmantojams vingletam. Bija skaidrs, ka vingleta darbība ir savādāka nekā spārnam, tāpēc tāda šķērsgriezuma profila izmantošana, kas tiek izmantots spārnu konstrukcijās, tika uzskatīta par sliktu izvēli.

Profila pretestība, bez citiem parametriem, ir atkarīga no kopējā laukuma (*wetted area* – viss laukums, kuru skar gaisa plūsma), šķērsgriezuma profila formas un tā uzplūdes leņķa (*AoA*). Profila pretestība palielinās ar ātruma kvadrātu – V^2 . Inducētā pretestība ir spārna radītās celtspējas produkts. Tas ir spārna garumā esošās gaisa plūsma komponents pie tā aizmugurējās malas, kur plūsma no augšējās malas pārvietojās uz iekšpusi (*inboard*), bet plūsma no apakšpusē – uz ārpusi (*outboard*), kas rezultātā pie spārna aizmugurējās malas, kur šis pretējā virziena plūsmas satiekas un kopā ar ātruma komponenti veido virpuļus pie aizmugurējās

malas, plūst tālāk uz spārna galiem un veido virpuļus spārna galos. Tādā veidā noteikta lieluma celtspējas izstrāde ir saistīta ar noteikta lieluma lejup nošķiebtu plūsmu (*downwash*) un rezultātā noteikta lieluma inducēto pretestību. Lai šo pretestību samazinātu, tad enerģiju, kas tiek patērēta lejup nošķiebtās plūsmas izstrādei jāminimizē, tas ir, jāminimizē enerģija kas patērējās uz spārna garenvirziena plūsmu un spārna galotņu virpuļiem, ko attiecīgi var veikt konstrukcijā izmantojot vingletus. Inducētā pretestība ir ātruma kvadrāta apgriezta funkcija, $1/V^2$, un spārna slodzes kvadrāta, $(W/b)^2$, funkcija.

Vingletu konstruēšanas procesu var izteikt kvantitatīvi ar krustpunktu metodi (*Crossover-Point Method*). Tas ir krustpunkts no ātruma polārā grafika līknēm. Kā jau tika minēts, profila pretestība palielinās ar $-V^2$, bet inducētā pretestība ar $-1/V^2$. Tas ir punkts, kur krustojās lidojuma ātruma polārās līknes ar vingletu un bez. Tātad šis krustpunkts ir vienkāršs veids, kā atrast kompromisu starp šķērsriezuma profila radītās pretestības zudumiem un inducētās pretestības labumu. Zem šī ātruma vingleti ir lietderīgi, bet virs – bez labuma. Krustpunkts ir lidojuma ātrums, pie kura labums no novadītās inducētās pretestības enerģijas uz vingletiem ir vienāds ar profila radīto pretestību:

$$\Delta D_{PROFILE} - \Delta D_{INDUCED} = 0. \quad (6.29.)$$

Jo vairāk tiek samazināta inducētā pretestība pie dotā profila pretestības palielinājuma, jo augstāk atrodas krustpunkts un arī efektīvāks vinglets. Krustpunkta ātrumu ietekmējošie parametri ir redzami sekojošā vienādojumā:

$$V_{CR} = \sqrt{\frac{2 \times W}{\rho \times b}} \times \sqrt[4]{\frac{\Delta K(h)}{\pi \times \Delta h \times \bar{c} \times C_{Dp,WL}}}, \quad (6.30.)$$

kur

$K(h)$ – inducētās pretestības koeficienta samazinājuma atkarībā no vingleta augstuma (h) koeficients;

$C_{Dp,WL}$ – vingleta profila pretestības koeficients.

Pēc vienādojuma redzams kā krustpunktu var kontrolēt ar vingleta ģeometriskiem parametriem, bet tanī pašā laikā grūti noteikt inducētās pretestības izmaiņas mainoties vingleta ģeometriskajiem parametriem.

Ir otra veida vienādojums, kas precīzāk raksturo aerodinamiskās īpašības un iekļauj vingleta ģeometriskos parametrus:

$$(S \times C_{Dp})_{WL} - (S \times C_{Dp})_{WT} + \frac{4 \times W^2}{\pi \times \rho^2 \times V_{CR}^4} \times \left(\frac{K_2}{b_2^2} - \frac{K_1}{b_1^2} \right) = 0 \quad (6.31)$$

kur “*WT*” apakšraksts atbilst spārna galotnes apgabalam, kas ir nomainīts ar vingletu, apakšraksts “*1*” apzīmē oriģinālo spārnu un – “*2*” - modificētu ar vingletu. Lidaparāta svars W tiek uzskatīts nemainīgs abos gadījumos un $b_1 = b_2$ [38 – 40].

Izvēlētā vingleta šķērsriezuma sekcija tika pārbaudīta *MATLAB XFOIL* programmā ātrumu diapazonam no 12 m/s līdz 33 m/s, kas ir attiecīgi no planēšanas līdz maksimālajam ātrumam. Polārā aprēķina rezultāti (sk.6.18.attēlu zemāk) parādīja, ka minētajam ātruma diapazonam vismazākā pretestība ir uzplūdes leņķa α robežās no -0.6° līdz 0.7° . Izanalizējot lidojuma režīmus, kuros BPLAS lidaparāts visvairāk pavadīs laika, tika secināts, ka optimālākais iestatījuma leņķis (*Toe*) ir -0.2° , kas nodrošinās mazu pretestību gan planēšanas, gan kreisēšanas lidojumā. Savērpuma leņķis (*Twist*) šajā gadījumā tiek pieņemts 0° , gan

ģeometriskais, gan aerodinamiskais. Bultveidīguma (*Sweep*) un sagāzuma (*Cant*) leņķu optimālie parametri tiks noteikti, izmantojot *CFD OpenVSP* programmu.

4.pielikuma 1.attēlā ir parādīts spārna modelis *CFD OpenVSP* programmā. Spārns tika modelēts ar aprēķinos iegūtiem parametriem un izvēlētām spārna šķērsgriezuma sekcijām.

Programmā parametru iestatījums tika veikts lidojumam kreisēšanas ātrumā 26 m/s. Kā redzams no grafika 4.pielikuma 2.attēlā kreisēšanas lidojuma celtspējas koeficients $C_L = 0.55$ un attiecība $L/D = 26.90$.

4.pielikuma 3.attēlā grafika L/D pret α var nolasīt, ka attiecības maksimums ir pie uzplūdes leņķa $\alpha = 0.6^\circ$, kas ir optimālais leņķis planēšanas lidojumam. Attiecīgi ņemot vērā abu spārna šķērsgriezuma sekciju iestatījumus, kas spārna iekšējai sekcijai ir 4.6° un spārna ārējai sekcijai 3.1° , kopējo planēšanas leņķi sastāda 5.2° un 3.7° attiecīgi. Pēc *XFOIL* programmā noteiktā polāra aprēķiniem spārna iekšējai sekcijai tas sastāda no 6.0° līdz 6.5° un ārējai sekcijai - 5.5° līdz 6.0° .

4.pielikuma 4.attēlā ir parādīts spārna skats no augšas ar aiz tā sekojošu gaisa plūsmu, kur spārna galos ir skaidri redzami veidojošies virpuļi.

4.pielikuma 5.attēlā ir parādīta virpuļošanās veidošanās uz spārnēm un attiecīgi aiz tā ejošajā gaisa plūsmā.

Sekojoši *CFD VLM* programmā tika modelēts spārns ar vingletiem. Vingleti tika modelēti dažādos sagāzuma leņķos (*Cant*) no 30° līdz 90° ar ik pa 5° cēlumu. Bultveidīguma leņķis (*Sweep*) tika pieņemts 70° visiem gadījumiem. Vingleta augstums tika modelēts no 80 mm līdz 140 mm. Gala rezultātā vislabākie rādītāji bija ar sekojošiem parametriem:

- bultveidīguma leņķis - 70° ;
- sagāzuma leņķis - 75° ;
- savērpuma leņķis - 0° ;
- iestatījuma leņķis - -0.2° ;
- augstums – 140 mm.

Spārna modelis *CFD OpenVSP* programmā ar augstākminētajiem parametriem ir redzams 4.pielikuma 6.attēlā.

Attiecīgi pēc aprēķiniem programmā tika iegūti sekojoši parametri – kreisēšanas lidojuma celtspējas koeficients $C_L = 0.60$ un attiecība $L/D = 27.53$, kas ir redzams 4.pielikuma 7.attēlā. No grafika L/D pret α , 4.pielikuma 8.attēlā, var nolasīt, ka attiecības maksimums ir pie tā paša uzplūdes leņķa $\alpha = 0.6^\circ$. Attiecīgi palielinājums celtspējas koeficientam sastāda 10 %.

Spārna konstruktīvo izmēru aprēķinos sākotnēji noteiktais kreisēšanas lidojuma celtspējas koeficients ir – 0.30855.

Sekojošos 4.pielikuma 9. un 10.attēlā ir parādīta virpuļošanās veidošanās aiz spārna un tā galos. Redzams, ka šajā gadījumā, ar vingletiem, virpuļojumu veidošanās ir vairāk kā divreiz mazāka (0.00059) nekā bez vingletiem (-0.00127).

Celtspējas pieaugums 10 % apmērā ir minimālais, kas tiek minēts pateicoties vingletiem [38 – 40]. Iespējams, ka turpmākas optimizācijas rezultātā celtspējas koeficientu var vēl paaugstināt.

Tika veikta arī spārna parametru noteikšana ar skaitļošanas šķidrums dinamikas (*Computational Fluid Dynamics*) programmu *Solidworks Flow Simulation*. Vispirms tika

sagatavots domēna režģis un tīkls, kas programmā tiek veikts automātiski. Sagatavotais domēna režģis un tīkls ir parādīts 5.pielikuma 1.attēlā.

CFD skaitļošana tika veikta pie standarta atmosfēras apstākļiem, tas ir, gaisa blīvuma $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$, dinamiskās viskozitātes $\mu = 1.7894 \times 10^{-5} \text{ kg/m}\cdot\text{s}$. Tika izmantots $k-\epsilon$ turbulences modelis. Skaitļošana tika veikta uzplūdes leņķa diapazonā $\alpha = -4^\circ \div 13^\circ$ un ātruma 10 m/s .

Pēc iegūtajiem skaitļošanas rezultātiem tika uzkonstruēti C_L , C_D un C_L/C_D attiecības variācijas pret uzplūdes leņķa α izmaiņām grafiki. 5.pielikuma 2.attēlā ir parādīts C_L pret α variācijas grafiks, kur redzams, cēlējspēka koeficienta C_L pakāpenisks pieaugums uzplūdes leņķa diapazonā no 0° līdz 8° , tālāk, uzplūdes leņķim palielinoties, cēlējspēka koeficients C_L samazinās.

5.pielikuma 3.attēlā ir parādīts C_D pret α variācijas grafiks, kur attiecīgi redzams pretestības spēka koeficienta C_D eksponenciāls pieaugums visā uzplūdes leņķa α diapazonā, bet pēc 4° tas paliek straujāks, kas atbilst iekrišanas momentam.

5.pielikuma 4.attēlā ir parādīts C_L/C_D attiecības pret α variācijas grafiks. No tā redzams, ka maksimālās C_L/C_D attiecība ir pie uzplūdes leņķa $\alpha = 0^\circ$.

5.pielikuma 5., 6., 7. un 8. attēlā ir parādītas spiediena kontūras uz spārna centrālās ass un virsmas, attiecīgi pie 0° , 4° , 8° un 12° uzplūdes leņķiem. Pie 8° uzplūdes leņķa ir ievērojama plūsmas atdalīšanās, kas raksturo iekrišanas stāvokli.

Pēc cēlējspēka koeficienta C_L pret uzplūdes leņķi α grafika 2.attēlā, var redzēt, ka maksimālā cēlējspēka koeficienta C_L vērtība ir pie uzplūdes leņķa α vērtības 8° . Ņemot vērā spārna iestatījuma leņķi α_{set} , kas ir $4,6^\circ$, tad kopējais uzplūdes leņķis, iekrišanas stāvoklim, sastāda $12,6^\circ$, kas ir lielāks nekā sākotnēji noteiktais spārna šķērsriezuma sekcijas izvēles procesā.

6.3. Spārna parametru optimizācijas aprēķins

Spārna konstruktīvais celtspējas koeficients (*Design Lift Coefficient*)

Vēl viens svarīgs parametrs ir spārna konstruktīvais celtspējas koeficients ($C_{L-design}$). Tas tiek lietots sākuma konstruēšanas procesā spārna savērpuma, izliekuma un šķērsriezuma formas optimizācijai. Izvēloties augstu konstruktīvo celtspējas koeficientu ir tā pat kā izvēlēties spārna šķērsriezumu ar lielu izliekumu, kas nodrošinās lielu celtspēju mazos ātrumos, bet arī lielu pretestību kreisēšanas ātrumā.

Lidaparāta pretestība kreisēšanas lidojumā tiks minimizēta, ja lidaparāts lidos ar apmēram tādu konstruktīvo celtspējas koeficientu, kas aprēķināts pēc sekojoša vienādojuma:

$$C_{L-design} = \frac{W/S}{q} \quad (6.32.),$$

kur q ir dinamiskais spiediens.

Ņemot vērā iepriekšējos konstruēšanas soļos aprēķinātās vērtības un dinamiskā spiediena vērtību kreisēšanas lidojuma augstumā, iegūst sekojošu konstruktīvo celtspējas koeficientu:

$$C_{L-design} = \frac{70.805}{241.55968} = 0.2931159 \quad (6.33.).$$

Iegūtā $C_{L-design}$ vērtība praktiski pilnībā sakrīt ar nodaļā **Praktiskā spārna šķērsriezuma sekcijas izvēle** aprēķināto kreisēšanas lidojuma celtspējas koeficientu ($C_{LC} = 0.29312$).

Varētu izvēlēties spārna slodzes vērtību W/S , lai izvēlētos vēlamo $C_{L-design}$ vērtību, bet spārna slodzi parasti jāizvēlas mazāku (lielāku spārnu), lai iegūtu vēlamu iekrišanas ātrumu vai pacelšanās/nosēšanās sniegumu. Tā pat arī lielas $C_{L-design}$ vērtības sagādā sliktas spārna šķērsriezuma celtspējas-pretestības attiecības. Tā kā $C_{L-design}$ ietekmē maksimālo celtspēju tad tas jāizvēlas kopā ar W/S vērtību [38 – 40].

Lidaparāta korpusa garums un diametrs

Lidaparāta korpusa garumam un diametram jābūt pietiekami lielam, lai tajā varētu ievietoties viss nepieciešamais avionikas ekipējums, lietderīgās slodzes elementi un barošanas sistēma, kā arī lai varētu veikt nepieciešamos regulējumus smaguma centra CG iestatīšanai.

Jāņem vērā arī citus iepriekš minētos parametrus, kā smalkuma pakāpe un lidojumā radītā pretestība, celtspēja.

Spārna vēziens

Spārna vēzienam jābūt tik lielam, lai varētu nodrošināt konstruēšanas prasības, kas var būt dažādas atkarībā no paredzētā pielietojuma un citiem apstākļiem. Šajā konstruēšanas gadījumā spārna vēziena garumu ierobežo tas, ka atbilstoši konstruēšanas prasībām sistēmai jābūt pārnēsājamai. Tātad nepieciešams, lai to varētu izjaukt un salikt pārnēsāšanai ērtā somā un stāvoklī.

Spārna ģeometriskā forma pret augšup vērstu garen šūpošanos

Bezastes lidaparātiem vai tādiem kam astes efektivitāte samazinās augsta uzplūdes leņķa gadījumā, ir svarīgi izvairīties no liela spārna relatīvā pagarinājuma attiecības un liela bultveidīguma leņķa noteiktā kombinācijā, jo tuvu iekrišanas uzplūdes leņķim lidošanas stāvoklī, gaisa plūsma no lielā bultveidīguma izraisīs situāciju, kad spārna galotnes zaudē celtspēju vispirms. Dēļ lielā spārna relatīvā pagarinājuma attiecības, šīs celtspējas zudums atrodas aiz lidaparāta CG izraisot augšup vērstu garen šūpošanos – nekontrolētu lidaparāta priekšgala augšup vērstu novirzi, kas noved pie iekrišanas (*Stall*) un grīstes (*Spin*).

Tika veikti pētījumi, kuru rezultātā izstrādāts vienādojums maksimāli pieļaujamam spārna relatīvam pagarinājuma atkarībā no ceturtdaļu-hordas bultveidīguma leņķa [29]:

$$AR_{max} = 10^{(1.047 - 0.552 \times \tan(\Lambda_{c/4}))} \quad (6.34.).$$

Spārna parametri tika noteikti iepriekš tāpēc ir iespējams noteikt maksimāli pieļaujamo relatīvā pagarinājuma attiecību, kas ir:

$$AR_{max} = 10^{(1.047 - 0.552 \times 0.61271262)} = 5.11426 \quad (6.35.).$$

Optimizācijas aprēķins parāda, ka iepriekš aprēķinātā spārna relatīvā pagarinājuma attiecība ($AR_{eff} = 6$) par vienu vienību pārsniedz pieļaujamo vērtību. Lai saglabātu lidaparāta stabilitātes īpašības un nodrošinātu labu atgūšanos no iekrišanas stāvokļa lidojumā spārna parametri tiks pārreķināti ar optimizācijas aprēķina rezultātā iegūto maksimālo spārna relatīvā pagarinājuma attiecības vērtību – $AR_{max} = 5$.

Šajā gadījumā algoritms saglabājās tas pats tāpēc netiks atkārtots, bet parādīti iegūtie rezultāti tabulā zemāk. Aprēķins veikts *MATLAB* programmā, kuras kodu var apskatīt 3.pielikumā.

Spārna parametri pēc optimizācijas

| Nr. p.k. | Nosaukums | Parametra apzīmējums | Lielums | Mērvienība |
|--|--|----------------------|-----------|------------|
| 1. | Spārna references laukums | S_{ref} | 1.1102 | m^2 |
| 2. | Relatīvais pagarinājums | AR_{eff} | 5 | - |
| 3. | Trapecveidīgums | λ | 0.6 | - |
| 4. | Vēziens | b_{eff} | 2.356 | m |
| 5. | Vidējā aerodinamiskā horda | MAC | 0.471 | m |
| 6. | Spārna pamata horda | C_r | 0.577 | m |
| 7. | Spārna galotnes horda | C_t | 0.346 | m |
| 8. | Spārna priekšējās malas slīpuma leņķis | Λ_{LE} | 30.88 | grādi |
| 9. | Spārna ceturtdaļu-hordas slīpuma leņķis | $\Lambda_{C/4}$ | 28.77 | grādi |
| 10. | Spārna aizmugurējās malas slīpuma leņķis | Λ_{TE} | 14.31 | grādi |
| 11. | Vidējās aerodinamiskās hordas attālums uz y-ass | Y | 0.540 | m |
| 12. | Neitrālā punkta attālums uz x-ass no spārna galotnes | X_n | 0.441 | m |
| Iegūtie parametri CFD spārnām bez vingletiem | | | | |
| 13. | Celtpējas – pretestības attiecība | L/D | 21.78 | - |
| 14. | Uzplūdes leņķis pie maksimālās L/D att. | Alpha | 3.2 | - |
| 15. | Viļņa pretestība (<i>Wave Drag</i>) | C_{D0_w} | 0.0405 | - |
| 16. | Parazītpretestība (<i>Parasitic Drag</i>) | C_{D0} | 0.00635 | - |
| Iegūtie parametri CFD spārnām ar vingletiem | | | | |
| 17. | Celtpējas – pretestības attiecība | L/D | 22.62 | - |
| 18. | Uzplūdes leņķis pie maksimālās L/D att. | Alpha | 2.1 - 3.2 | - |
| 19. | Viļņa pretestība (<i>Wave Drag</i>) | C_{D0_w} | 0.0267 | - |
| 20. | Parazītpretestība (<i>Parasitic Drag</i>) | C_{D0} | 0.00647 | - |

6.4. Piezemēšanās sistēmas izvēle un aprēķins

Esošo piezemēšanās sistēmu pārskats

Veicot esošo sistēmu pētījumu, tika noskaidrots, ka konstruējamā BPLAS kategorijā lidaparātu piezemēšanās tiek veikta sekojošos veidos:

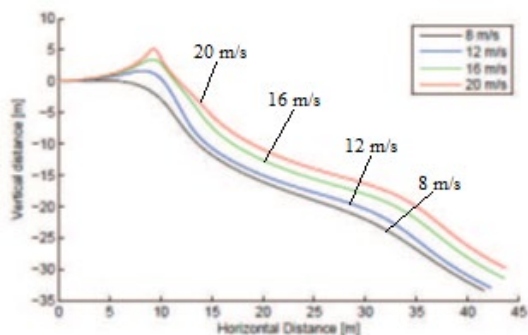
- piezemēšanās ar dziļo iekrišanu (*Deep Stall Landing*);
- piezemēšanās ar izpletni;
- noķeršana ar tīkla mehānismu;
- noķeršana ar āķa mehānismu.

Augstākminētās BPLAS lidaparātu piezemēšanās sistēmas kategorijai, kur lidaparāts tiek palaists ar roku, tiek izmantotas vairāk pirmās divas. Šīm sistēmām nepieciešams gan papildu ekipējums, gan arī pašam lidaparātam jānodrošina pietiekami izturīga konstrukcija, kas palielina svaru pašam lidaparātam un sistēmai kopumā.

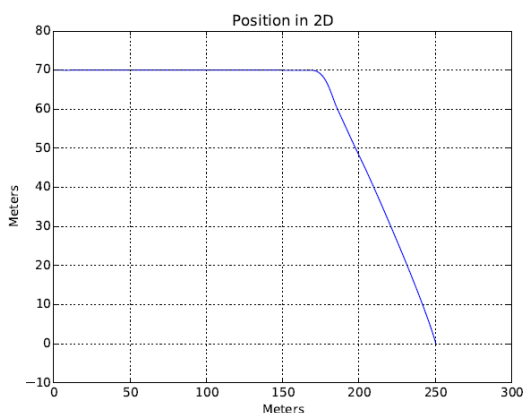
Piezemēšanās ar izpletni ir visizplatītākā metode, jo ir viegli pielietojama un bezpilota lidaparātu var nosēdināt jebkurā laikā un vietā. Tomēr ir nepieciešamas īpašas prasmes, lai

salocītu izpletņi un ievietotu to lidaparāta korpusā. Turklāt izpletņim ir spēcīga gaisa pretestība, dēļ kā lidaparātu ir grūti nosēdināt precīzā punktā spēcīga vēja apstākļos. Arī izpletņis un tā izlaišanas mehānisms sagādā papildu masu.

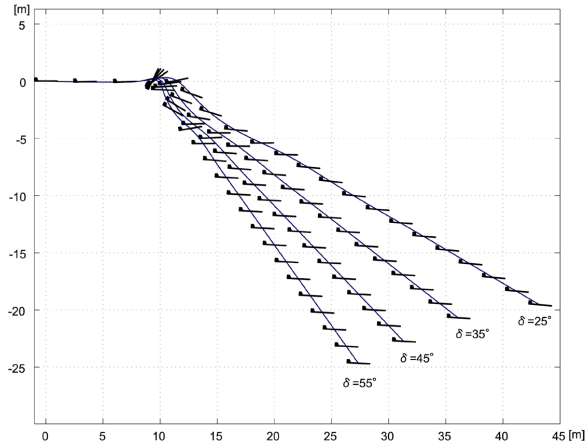
Cits veids, kam nepiemīt iepriekš minētie trūkumi, ir dziļās iekrišanas pieņemšanās. Ar dziļo iekrišanu var nosēdināt lidaparātu ļoti ierobežotās vietās. Dziļās iekrišanas laikā ir liela gaisa pretestība, kas nodrošina efektīvu horizontālā ātruma samazināšanu. Analizējot iepriekš veiktos pētījumus bezpilota lidaparātiem ar dziļās iekrišanas pieņemšanās metodi, gan konvencionālā tipa lidaparātiem, gan lidojošā spārna lidaparātiem, varēja secināt, ka rādītāji ir līdzīgi [41 - 46]. Tas ir, planēšanas leņķis pieņemšanās laikā ir robežās no 35° līdz pat 60° un vairāk grādiem un attiecīgi vertikālais ātrums no 2 m/s līdz 3 m/s vai pat lielāks, kas dažos eksperimentos pat sasniedza 9.75 m/s [45]. Kā arī jāmin, jo stāvāks planēšanas leņķis γ pieņemšanās lidojuma fāzē, jo lielāks vertikālais ātrums. Palielinot planēšanas leņķi samazinās nosēšanās ceļš, bet palielinās vertikālais ātrums. Savukārt samazinot planēšanas leņķi, nepieciešams garāks brīvais laukums nosēšanās operācijai.



6.9. att. Dziļās novelšanās nosēšanās distance lidojošā spārna tipa lidaparātam [43-46].



6.10. att. Dziļās novelšanās nosēšanās distance lidaparātam ar apgriezto V-veida asti [43-46].

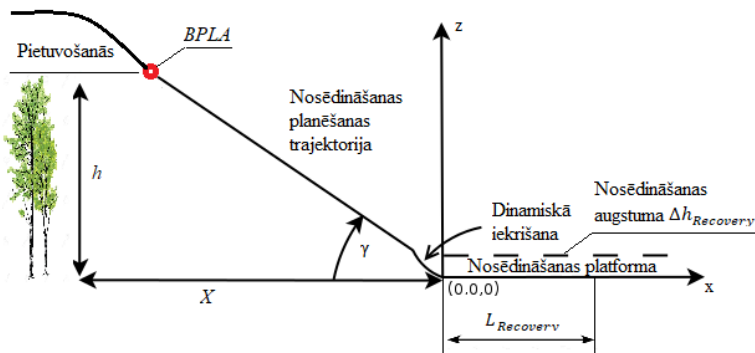


6.11. att. Dziļās novelšanās nosēšanās distance lidaparātam ar T-veida asti [43-46].

Nosēdināšanas procedūra:

Lidaparāta nosēdināšanas koordinātu sistēma tiek definēta, kā labās rokas XYZ koordinātu sistēma ar X - Y plakni paralēlu zemei, kas iet caur nosēdināšanas platformas (šajā gadījumā zemes virsmas laukuma) nulles augstuma referenci. Šajā gadījumā, kad nosēdināšanas platforma ir nekustīga, X -ass virziens tiek pieņemts atbilstoši horizontālai orientācijai, lai BPLA nosēdināšana tiktu veikta pret vēju. Y -ass, kā inerciālajā koordinātu sistēmā, atrodas 90° leņķī pret X -asi horizontālajā plaknē. Z -ass, saskaņā ar labās rokas likumu, ir vērsta uz augšu, un ir paralēli un pretēji vērsta gravitācijas spēka vektoram.

Viens no lidaparāta novērtēšanas parametriem ir tā nosēdināšanas ceļa garums. Vēlams lidaparāta nosēdināšanas sniegums ir pēc iespējas īsāks nosēdināšanas ceļš. Nosēdināšanas ceļš tiek mērīts no iedomāta šķēršļa 15 m augstumā līdz pilnīgai apstāšanās. Lidaparāta ātrums V_L , uzsākot nosēdināšanas procedūru, tiek aprēķināts pēc iekrišanas ātruma V_S , vai $V_L = 1.3 \times V_S$, kas šajā gadījumā ir $V_L = 1.3 \times 8.5 = 11,05$ m/s. Pats BPLA nosēdināšanas process notiek trīs posmos: (1) pietuvošanās (*approach*), (2) nosēdināšanas planēšanas (*glidslope*) un dinamiskās iekrišanas (*dynamic stall*), un (3) apstāšanās (*brake*) [31].



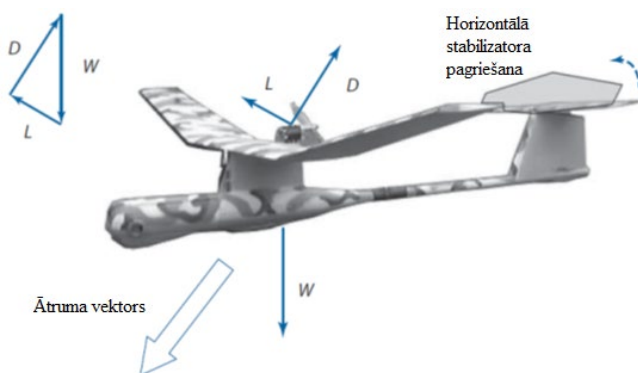
6.12.att. Nosēdināšanas procedūras shematiskais attēlojums [48].

- 1) Pietuvošanās (*Approach*): šajā lidojuma fāzē BPLA lidojums tiek izlīdzināts ar nosēdināšanas platformas X -asi. BPLA darba lidojuma augstums ir pieņemts 350 m, šajā lidojuma fāzē, izlīdzinot lidojuma trajektoriju ar nosēdināšanas platformas X -asi, tas arī samazina lidojuma augstumu līdz 18 m (h , pieņemts no sertifikācijas specifikācija *CS-VLA* [30] noteiktā šķēršļa augstuma virs 15 m pacelšanās un nosēdināšanas gadījumā, sk.6.22.att.). Kā arī lidojuma ātrums tiek samazināts līdz V_L .
- 2) Nosēdināšanas planēšanas trajektorija (*Glideslope*): šī ir nosēdināšanas aktivizēšanas fāze, kad BPLA sāk augstuma samazinājumu pa lineāru trajektoriju. Tiek pieņemts, ka augstuma samazinājuma trajektorija tiek projicēta no nosēdināšanas saskares punkta. Tālāk tiks veikts aprēķins attālumam, kurā jāaktivizē nosēdināšanas procedūra (sk.6.22.att.).

Lai nosēdinātu BPLA mazā laukumā, var izmantot dziļās iekrišanas nosēdināšanas metodi (*deep stall landing*). BPLA atrodas dziļās iekrišanas stāvoklī tad, kad spārna uzplūdes leņķis ir virs iekrišanas leņķa, kā rezultātā BPLA strauji zaudē augstumu. Stāvoklis, kad uzplūdes leņķis ir virs iekrišanas leņķa, tiek kontrolēts ar borta elektroniskajām ierīcēm, tāpēc BPLA var nosēdināt relatīvi zemā ātrumā.

Lai noteiktu BPLA lidojuma trajektorijas leņķi piezemēšanās stadijā tiks izmantots tas pats princips, kuru izmanto nosakot planēšanas trajektorijas leņķi un dziļās iekrišanas piezemēšanās lidojuma trajektoriju, proti, dziļā iekrišana ir stāva, bet stabila BPLA nolaišanās, ko izraisa pilnībā iekritis spārns. Kad aerodinamisko spēku un svara vektors ir līdzsvarā, lidaparāts atrodas līmeniskā lidojumā. Tad kad aerodinamiskie spēku un svara vektors nav līdzsvarā, lidaparāts pārvietojas lielākā spēka virzienā, tas ir, lai notiktu stabila nolaišanās, lidaparāta svaram jārada lielāks spēks par aerodinamiskajiem spēkiem. Ātruma un lidojuma trajektorijas leņķis, pie kura tas notiek, ir aerodinamiskās celtségas un pretestības koeficienta funkcija. Šīs attiecības izteiksme ir sekojoša [20; 41; 42]:

$$F_z = W - L \times \cos(\gamma) - D \times \sin(\gamma). \quad (6.36.)$$



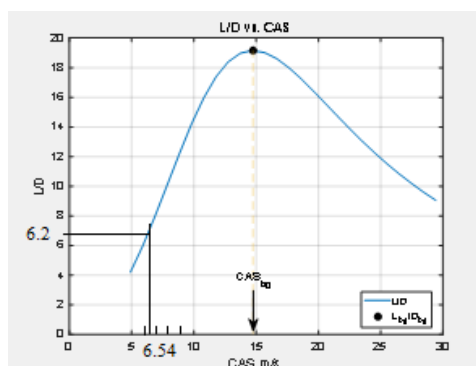
6.13. att. Dziļās nosēšanās spēku vektoru darbības virziena attēlojums [20].

Lidojuma trajektorijas leņķis, savukārt kas planēšanas lidojumā ir negatīvs, ir sekojošs:

$$\gamma = \tan^{-1} \left(\frac{1}{L/D} \right). \quad (6.37.)$$

Pēc vienādojuma (6.38.) ir redzams, ka vēlama pēc iespējas mazāka celtspējas-pretestības attiecība (L/D), lai iegūtu pēc iespējas mazāku piezemēšanās laukumu. Dēļ iekritušā spārna augstās pretestības spēka vērtības, nolaišanās ātrumi ir lielāki nekā konvencionālās piezemēšanās gadījumā. Šādas piezemēšanās trieciena enerģija ir jāuzņem lidaparāta korpusam [20].

Ir nepieciešams noteikt L/D attiecības vērtību BPLA lidojuma stāvoklī virs iekrišanas uzplūdes leņķa. Grafiski noteiktā L/D attiecība pie iekrišanas lidojuma ātruma 8.5 m/s ir $L/D = 11.8$. Dziļās iekrišanas gadījumā BPLA tiek palielināts uzplūdes leņķis, kas ir virs iekrišanas lidojuma stāvokļa leņķa, kā rezultātā lidojuma ātrums strauji samazinās zem iekrišanas lidojuma ātruma un lidaparāts arī sāk strauji samazināt augstumu [42 -48]. Tā kā konkrēta aprēķina metodika vai formula nav dota šim lidojuma ātrumam līdz, kuram tas BPLA samazinās, tad tas tiek aprēķināts pēc klasiskā vienādojuma, pēc kura aprēķina lidaparāta lidojuma ātrumu pacelšanās un nosēdināšanas manevrā, tas ir $V_l = V_s \times 1.3$ tikai apgriezti proporcionāli, jo ātrums, šajā gadījumā, samazinās zem iekrišanas ātruma, tas ir, $V_{ds} = V_s / 1.3 = 6.54 \text{ m/s}$. Sekojoši *MATLAB* programmā grafiskā veidā tika noteikta L/D attiecības vērtība, kura sastāda 6.2 (sk. 6.14.attēlu).



6.14.att. L/D attiecības vērtības noteikšana programmā *MATLAB*.

Attiecīgi nosēdināšanas planēšanas leņķis γ būs sekojošs:

$$\gamma = \tan^{-1} \left(\frac{1}{L/D} \right) = \tan^{-1} \left(\frac{1}{6.2} \right) = \tan^{-1}(0.16129) \approx 9,16^\circ. \quad (6.38.)$$

Tad zemes attālums, kāds nepieciešams BPLA no nosēdināšanas procesa aktivizēšanas iedomāta objekta augstuma būs sekojošs:

$$X = \frac{h}{\tan(\gamma)} = \frac{18}{0.16129} = 111.6 \text{ m}, \quad (6.39.)$$

kur h – pieņemtais augstums (18 m), kurā tiek aktivizēta nosēdināšanas procedūra, X – BPLA atrašanās vietas koordināte.

Tātad kā iepriekš tika noteikts šīs lidojuma fāzes sākumā lidojuma ātrums tiek samazināts līdz $6,54 \text{ m/s}$.

BPLA ātrums attiecībā pret nosēdināšanas platformu ir pamata parametrs, kas nosaka nosēdināšanas procesā absorbējamās enerģijas lielumu, kas tiek izteikts kā [20]:

$$\Delta V = V_{AV} - V_{Platform} + V_{Wind}, \quad (6.40.)$$

kas šajā gadījumā ir vienāds ar BPLA nosēdināšanas lidojuma ātrumu vai 6,54 m/s, jo $V_{Platform} = 0$ un arī tiek pieņemts, ka $V_{Wind} = 0$.

Ir nepieciešams ņemt vērā nosēdināšanas procesa, gan horizontālo, gan vertikālo komponenti, jo šīs ātruma komponentes parasti tiek dzēstas atšķirīgos veidos. Ātruma komponentes tiek definētas sekojoši [20]:

$$\Delta V_X = V_{AV} \times \cos(\gamma) \times \cos(\psi) - V_{X,Platform} + V_{X,Wind} \quad (6.41.)$$

$$\Delta V_Y = V_{AV} \times \cos(\gamma) \times \sin(\psi) - V_{Y,Platform} + V_{Y,Wind} \quad (6.42.)$$

$$\Delta V_Z = V_{AV} \times \sin(\gamma) - V_{Z,Platform} + V_{Z,Wind} \quad (6.43.)$$

Vienkāršojot vertikālo ātruma komponenti ņemot vērā iepriekš minētos pieņēmumus par $V_{Platform}$ un V_{Wind} ātrumiem, iegūst sekojošu vienādojumu:

$$\Delta V_Z = V_{AV} \times \sin(\gamma) \quad (6.44.)$$

Pieņemot, ka ir pretvējš, kas pēc virziena sakrīt ar X -asi, un BPLA ātruma vektors sakrīt ar nosēdināšanas platformas X - Z plakni, tas ir, nav ātruma Y komponentes $\Delta V_Y = 0$, tad ΔV_X tiek definēts sekojošā veidā:

$$\Delta V_X = V_{AV} \times \cos(\gamma) - V_{Platform} + V_{Wind}, \quad (6.45.)$$

vai atbilstoši iepriekš veiktiem pieņēmumiem:

$$\Delta V_X = V_{AV} \times \cos(\gamma) \quad (6.46.)$$

Atbilstoši pieņemtajam nosēdināšanas planēšanas trajektorijas leņķim, tad ΔV_X un ΔV_Z vērtības ir sekojošas:

$$\Delta V_X = V_{AV} \times \cos(\gamma) = 6.54 \times \cos(\gamma) = 6.45 \text{ m/s}, \quad (6.47.)$$

$$\Delta V_Z = V_{AV} \times \sin(\gamma) = 6.54 \times \sin(\gamma) = 1.04 \text{ m/s}. \quad (6.48.)$$

Dinamiskā iekrišana (*dynamic stall*): šajā lidojuma fāzē lidaparāts pirms saskaršanās ar zemi momenta, samazina nolaišanās ātrumu, pilnībā atslēdz dzinēju un paceļ lidaparāta priekšgalu uz augšu, palielinot uzplūdes leņķi.

Ir vēlams samazināt nosēdināšanas enerģiju, lai samazinātu slodzi BPLA, kā arī jebkura atbalsta ekipējuma nospiedumu.

Nosēšanās fāzei nepieciešams, lai BPLA ātruma horizontālās un vertikālās komponentes paliktu vienādas ar nosēšanās platformu. Tādējādi enerģija no lidojuma stāvokļa tiek pārnesta miera stāvoklī uz platformas. Neņemot vērā izmaiņas BPLA uzkrātajā enerģijā un citus enerģijas zudumus, enerģijas lielums, kuru jāabsorbē BPLA, nosēdināšanas momentā uz platformas, aprēķina pēc sekojoša vienādojuma [20]:

$$E_{Recovery} = \frac{W_{Recovery}}{2 \times g} \times |\Delta V_Z|^2 = \frac{78.61}{2 \times 9.8067} \times 1.04^2 = 4.34 \text{ J}, \quad (6.49.)$$

kur $W_{Recovery}$ – BPLA svars nosēdināšanas momentā, kas šajā gadījumā ir vienāds ar iepriekš aprēķināto W ;

g – gravitācijas paātrinājums;

ΔV – lidošanas ātrums nosēdināšanas momentā. Šajā gadījumā lidošanas ātruma vektora vertikālā komponente;

Δh - augstums kurā tiek aktivizēta nosēdināšanas procedūra.

3) Apstāšanās (*brake*): šajā fāzē BPLA pilnībā apstājas līdz miera stāvoklim slīdot kontaktā ar zemes virsmu $L_{Recovery}$ gājiena laikā.

Gājiena lielums $L_{Recovery}$, kas nepieciešams, lai apstādinātu BPLA līdz miera stāvoklim uz platformas ar nemainīgu paātrinājumu kustības palēnināšanai, aprēķina pēc sekojoša vienādojuma [20]:

$$L_{Recovery} = \frac{|\Delta V|^2}{2 \times a} = \frac{|\Delta V|^2}{2 \times G \times g}, \quad (6.50.)$$

kur G ir gravitācijas paātrinājuma slodzes reizes, kas lidojuma V -n slodzes diagrammas aprēķinos tiek apzīmēts ar n .

Un attiecīgi dotajam pētniecības gadījumam:

$$L_{Recovery} = \frac{|\Delta V_x|^2}{2 \times a} = \frac{|\Delta V_x|^2}{2 \times 1 \times g} = \frac{6.45^2}{2 \times 1 \times 9.8067} = 2.12 \text{ m} \quad (6.51.)$$

Laiku t , kas nepieciešams, lai BPLA nonāktu miera stāvoklī uz platformas, aprēķina pēc sekojoša vienādojuma [20]:

$$t = \sqrt{\frac{2 \times L_{Recovery}}{G \times g}} = \sqrt{\frac{2 \times 2.12}{1 \times 9.8067}} = 0.66 \text{ s.} \quad (6.52.)$$

Ja BPLA nolaižas gravitācijas paātrinājuma ietekmē, plus vēl tā sākuma vertikālā ātruma attiecībā pret nosēdināšanas platformu no nosēdināšanas ierosināšanas momenta līdz brīdim, kad horizontālā kustība tiek apstādināta, tad nosēdināšanas augstumu attiecībā pret platformu, aprēķina sekojoši [20]:

$$\begin{aligned} \Delta h_{Recovery} &= -\Delta Z = 1/2 \times g \times t_x^2 - \Delta V_z \times t_x = \\ &= 1/2 \times 9.8067 \times 0.66^2 - 0.952 \times 0.66 = 1.506 \text{ m} \end{aligned} \quad (6.53.)$$

kur t_x ir laiks, kurā BPLA apstājas $L_{Recovery}$ periodā, kas ir vienāds ar t vērtību aprēķinātu (6.51.) vienādojumā.

Nosēdināšanas augstuma $\Delta h_{Recovery}$ parametram lielāka nozīme ir tādām nosēdināšanas sistēmām, kā tīkls vai piekārtie kabeļi. Sistēmām, kur tiek pielietota vertikālā ātruma apstādināšanas tehnika, kas ir arī šajā pētniecības projektā, lielāka nozīme ir impulsa momentam. Pieņemot, ka BPLA ir, vienmērīgs nolaišanās ātrums līdz nosēšanās iniciācijas momentam, impulsa momentu aprēķina pēc sekojoša vienādojuma:

$$\begin{aligned} &\int_0^{t_{Reaction}} [F_z(t) + L_z(t)] \times \partial t = \\ &= -\frac{W_{Recovery}}{g} \times \Delta V_z + W_{Recovery} \times t_{Reaction} = \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
&= W_{Recovery} \times \left(-\frac{\Delta V_z}{g} + t_{Reaction} \right) = \\
&= 78.61 \times \left(-\frac{0.952}{9.8067} + 0.66 \right) = 44.25 \text{ Ns}, \quad (6.54.)
\end{aligned}$$

kur $t_{Reaction}$ ir BPLA laiks kontaktā ar zemi $L_{Recovery}$ periodā, kas šajā gadījumā vienāds ar t aprēķinātu (6.52.) vienādojumā.

Īsāks nosēšanās laiks un lielāks vertikālais nolaišanās ātrums attiecībā pret nosēšanās platformu, ģenerē lielāku augšupvērstu vertikālo spēku uz BPLA korpusu. Nosēdināšana uz korpusa ģenerē lielus spēkus pret lidaparāta korpusu, kad korpusa struktūra tiek saspiesta, lai absorbētu triecienu. Tādām BPLA sistēmām kā *AeroVironment Puma* vai *Raven* tas tiek kompensēts ar lidaparātā iestrādātu konstrukciju, kura atdala no lidaparāta tā spārnus kontakta ar zemi momentā.

Nosēdināšanas tehnikā uz lidaparāta korpusa BPLA nonāk tiešā kontaktā ar zemi. Lidaparāta korpusi tieši saskaras ar zemi, nodrošinot nosēdināšanas trieciena absorbciju un berzi BPLA apstādināšanai. BPLA korpusa apakšdaļu var nodrošināt ar maināmiem paliktņiem, kurus ik pēc noteikta nosēdināšanu skaita nomaina.

Dziļās iekrišanas nosēdināšanas gadījumā BPLA nolaižas vienmērīgā ātrumā, ko izraisa pilnībā iekritis spārns. Konvencionālā tipa lidaparātam šādu iekrišanu izraisa ar aizmugurējā horizontālā stabilizatora priekšējās malas novirzīšanu uz leju, tādā veidā radot stāvu uzplūdes leņķi attiecībā pret spārnu. BPLA nolaižas spārna augsta, virs iekrišanas uzplūdes leņķa, ietekmē. Spārna pretestības spēkam ir liela vertikālā komponente, kas darbojās kā izpletis [20]. Šī nosēdināšanas tehnika galvenokārt tiek pielietota konvencionālā tipa lidaparātiem, bet ir pielietojama arī lidojošā spārna tipa lidaparātiem [48 - 50].

Pēc veiktajiem aprēķiniem kopējais nepieciešamā brīvā laukuma garums ir 113.7 m, pieņemot, ka nosēdināšanas iniciācija tiek uzsākta 18 m augstumā. Distance ir aprēķināta kopā ar $L_{Recovery}$ vērtību, kas ir aprēķināta (6.51.) vienādojumā un parāda attālumu, kādu BPLA noslīd pa zemes virsmu pēc kontakta līdz pilnīgam miera stāvoklim.

Lai mazinātu nesēdināšanas procesā esošo horizontālā ātruma komponenti, kas it sevišķi ir augsta pie lēzeniem nosēšanās planēšanas trajektorijas leņķiem, nosēdināšanas procesā jāiestrādā papildu dinamiskās iekrišanas (*dynamic stall*) process. Tas ir galējā nosēdināšanas lidojuma trajektorijas fāzē, kad BPLA ir jau praktiski pietuvojies kontaktam ar zemi (augstums, kas apzīmēts ar $\Delta h_{Recovery}$), tas tiek ievadīts augsta uzplūdes leņķa stāvoklī, kas ir virs lidaparāta iekrišanas leņķa, tādā veidā strauji īslaicīgi palielinot cēlējspēku un samazinot horizontālo ātrumu. Šis gadījums atbilst nosēdināšanas procesam, kas raksturots ar vienādojumu (6.53.), tad atbilstoši aprēķinam augstums, kurā BPLA var ievadīt dinamiskās iekrišanas stāvoklī ir 1,5 m [20].

Alternatīvs nosēdināšanas veids

BPLA pielietojums kļūst arvien plašāks, bet tā ir dārga tehnoloģija, tāpēc tās galvenais izplatības virziens ir militārajā un iekšlietu struktūru jomā. Šajās jomās BPLA pielietojums var būt arī īpaši apgrūtinātos apstākļos, piemēram, vietās, kur ir ļoti mazs brīvais laukums, vai arī atsevišķās situācijās var būt nepieciešama ātra piezemēšanās, ko var veikt promocijas darbā

piedāvātajā veidā. Šādiem apstākļiem tiek piedāvāts izmantot alternatīvu BPLA nosēdināšanas veidu, izmantojot ekstremālus lidojuma apstākļus, tas ir, nepieciešamajā BPLA nosēdināšanas vietā to ievada iekrišanas lidojuma stāvoklī (*stall*) pēc kura seko grīste (*spin*). Pietuvojoties zemei, pēc sākotnējā novērtējuma tas būtu aptuveni 3 m augstumā, lidaparātu izvada no grīstes ar riņķveida nosēdināšanas planēšanas trajektorijas turpinājumu līdz pat nosēšanās momentam.

Ja pēc atgūšanās no grīstes BPLA nosēšanās lidojuma trajektoriju turpina pa riņķveida/orbitālu lidojuma trajektoriju, tad nosēdināšanai būs nepieciešams ievērojami mazāks laukums, līdz 10 m diametra robežās, kas vairāk atbilst izvirzītajai prasībai par BPLA nosēdināšanu ierobežota brīvā laukuma vietā (vietā kur nav šķēršļu lidojumam, tas ir, bez kokiem, krūmiem vai jebkādam būvēm un konstrukcijām).

Var izskatīt iespēju pēdējo nosēdināšanas lidojuma fāzi veikt sekojošos veidos:

- lineārā lidojumā ar lēzenu lidojuma leņķi $\gamma = 3^\circ$;
- orbitālu/riņķveida lidojuma trajektoriju ar rādiusu, kas vienāds ar aptuveni pus spārna garuma, tas ir, $R = b/2$;
- alternatīvi var izskatīt arī iespēju pēdējo nosēdināšanas fāzi veikt ar dziļo iekrišanu.

Pirmajā piedāvātajā nosēdināšanas variantā galējai nosēdināšanas fāzei vajadzīgs brīvs ceļš no 28 līdz 37 m, kas neatbilst izvirzītai konstruēšanas prasībai par BPLA nosēdināšanu ierobežotā brīvā laukumā. Šo attālumu var samazināt, veicot iziešanu no grīstes pēc iespējas tuvāk zemei, kā arī palielinot piezemēšanās lidojuma leņķi. Tādā gadījumā nepieciešams ļoti jūtīgs un precīzs sensors, kura darbība jāsapasa ar elevonu nostrādes laiku, kam nepieciešama papildu izpēte.

Otrais piedāvātais nosēdināšanas variants pilnībā apmierina izvirzīto konstruēšanas prasību. BPLA būtu iespējams nosēdināt brīvā laukumā, kura diametrs nepārsniedz 8 m. Arī šajā gadījumā nepieciešama papildu izpētes veikšana, lai noteiktu optimālo lidojuma orbītas rādiusu.

Trešais piedāvātais nosēdināšanas variants arī varētu apmierināt konstruēšanas prasību, bet tanī pašā laikā, iespējams, palielina paša BPLA komplikētību. Šim variantam būtu nepieciešams veikt vēl dziļāku izpēti. Šajā gadījumā arī būtu nepieciešams, lai BPLA tiktu izvadīts no grīstes pēc iespējas tuvāk zemei.

Grīste sākas no nekoordinēta lidojuma iekrišanas stāvoklī. Iekrišanas stāvoklī viens spārns nolaižas ātrāk nekā otrs un lidaparāta priekšgals sasveras uz spārna pusi, kas ir zemāk un ieiet grīstē. Ja nav novelšanās lidojuma, nevar būt arī grīstes.

Lidaparāta pietuvošanās piezemēšanās vietai tiek veikta ar autopilota iestatījumiem, uz borta esošām navigācijas iekārtām – GPS, INS un AHRS. Autopilotā tiek iestatītas piezemēšanās vietas koordinātes un izvēlēta ieprogrammēta piezemēšanās no augstāk minētajiem veidiem. Tas ir lidaparāts piezemēšanās koordinātu vietā ieiet kontrolētā iekrišanas stāvoklī ar sekojošu grīsti. Pietuvojoties zemei, pēc sākotnējā novērtējuma ~ 3 m augstumā, tiek aktivizēta lidojuma stabilizācija, tas ir, ar elevoniem lidaparāts tiek ievirzīts tuvu horizontālam lidojuma stāvoklim, bet turpina riņķveida lidojuma kustību līdz piezemēšanās momentam.

Lidaparāta augstuma noteikšanai tā piezemēšanās procesā (*SSLC – Stall-Spin Landing Code*) var izmantots lāzera sensoru LiDAR, kuru iespējamie varianti ir *STMicroelectronics VL53L1X* vai *Benewake TFmini LiDAR*.

Vienots mērķis, lai atgūtu lidaparātu no grīstes, ir noņemt lidaparātam esošam grīstē, rotācijas kinētisko enerģiju. Konvencionālā tipa lidaparātiem to paveic, novirzot virziena stūri (*rudder*), tādējādi samazinot grīstes rotācijas ātrumu (*spin rate*) un lidaparātam tiek samazināts garensvēres leņķis, atgūstot zemu uzplūdes leņķi α . Tādā veidā iegūstot simetrisku nolaišanos, lidaparātu var pārnest atpakaļ līmeniska lidojuma stāvoklī. Garas fizelāžas lidaparātiem atgūšanai no grīstes var izmantot elerona (*aileron*) doto orpēšanas momentu, lai pārtrauktu grīsti [8 - 11]. Šāda tehnika tiks izmantota arī promocijas darbā piedāvātai BPLA nosēdināšanas metodei ar grīstes starpniecību, jo šim spārna tipa lidaparātam, vienīgās konstruktīvi paredzētās vadības ierīces ir elevoni (*elevons*), kas vienā konstrukcijā apvieno tādas konvencionālā tipa lidaparāta funkcionālās ierīces kā eleronus (*ailerons*) un augstuma stūri (*elevator*).

Eleronu vai elevonu ietekme uz atgūšanos no grīstes ir sekojoša: ja grīstes rotācija notiek uz kreiso pusi un tiek novirzīts labās puses elerons/elevons (*out-spin elevon*), tas palēninās atgūšanos un palielinās rotācijas ātrumu. Tam par iemeslu ir tas, ka labais elerons/elevons palielinās kreisā spārna uzplūdes leņķi tādā veidā, samazinot cēlējspēku, un palielinot pretestību, kas radīs spēcīgāku auto-rotācijas spēku. Tātad lidojošā spārna lidaparātam grīstes atgūšanai jāpielieto tās pašas puses spārna elevons, kurā notiek grīstes rotācija (*in-spin elevon*) [8 - 11].

In-spin elevon-a pielietošana palielinās aerodinamisko sānsvēres momentu (*aerodynamic rolling moment*). Sānsvēres ātruma palielināšanās rada negatīvāku orpēšanas momenta inerci (*inertia yawing moment*), kas pozitīvas grīstes gadījumā rada pret grīstes efektu (*anti-spin effect*) [8 - 11].

Pret-grīstes (*anti-spin*) orpēšanas momentam (*yawing moment*) būs tendence pacelt ārējo spārnu (spārna puse, kas atrodas pretējā pusē no grīstes rotācijas virziena) un samazināt sānslīdi, tādā veidā atgūstot līdzsvaru ap velšanās asi. Ārējā spārna puses pacelšanās (χ palielināšanās), palielinās priekšgala augšupvērstu garensvēres ātrumu q , kas savukārt:

- izraisa pret-grīstes (*anti-spin*) inerces velšanās momenta palielināšanos;
- vēl vairāk palielina pret-grīstes inerces orpēšanas momentu.

Kā minēts iepriekš, no grīstes atgūšanās procedūra ir specifiska lidaparāta tipam un var būt pretēja pie noteiktas masas sadalījuma attiecības [8 - 11].

Lidojoša spārna tipa lidaparātiem piemīt tikai stāvs grīstes režīms. Plakanā grīste lidojoša spārna tipa lidaparātam nav iespējami, jo tam trūkst masas sadalījums garenvirzienā, kā tas ir konvencionāliem lidaparātiem, kas rada spēcīgu augšup-vērstu garensvēres momentu grīstes laikā. Lidojoša spārna tipa lidaparātam iziešana no grīstes ir vienkārša. Jāveic lejup-vērstu garensvēre un jāapstādina velšanās kustība ļaujot esošai spārna velšanās amortizācijai (*Roll Damping*) iedarboties.

Divi citi būtiski faktori, kas ietekmē atgūšanos no grīstes ir sekojoši: i) gaisa kuģa masas sadalījums un gaisa kuģa inerces momenti un ii) fizelāžas sānu laukums un šķērssgriezums. Ir ļoti svarīgi, lai inerces moments būtu pret-grīstes (negatīvs attiecībā pret labo griešanās virzienu), lai atgūtos. Kad garensvēres (I_{yy}) un sānsvēres (I_{xx}) inerces momentu lielumi ir tuvi,

inerces ietekme ir neliela, un līdz ar to virzien-stūre būs galvenā griešanās kustības atgūšanās kontroles ierīce. Bet, ja inerces moments ir nozīmīgs, tam ir ievērojama ietekme uz griešanās kustību un tādējādi arī virzien-stūres lielumu.

Ja gaisa kuģa masas koncentrācija spārnā ir lielāka par masas koncentrāciju fizelāžā (piemēram, planieris), gaisa kuģa inerces moments veicinās griešanās izraisīšanu. Rezultāts ir tāds, ka gaisa kuģa inerce rada iegriešanās pagrieziena momentu, kas palielina uz āru vērstu sānslīdi. Tomēr, gadījumā, kad gaisa kuģa masas koncentrācija spārnā, ir mazāka nekā masas koncentrācija fizelāžā (piemēram, iznīcinātājs), gaisa kuģa inerces moments izraisīs pret-griešanās spēku. Tādējādi gaisa kuģa inerce rada bez-griešanās orpēšanas (*yawing*) momentu, kas samazina uz āru vērsto sānslīdi.

Slāpēšana, ko nodrošina dažādas gaisa kuģa daļas, piemēram, fizelāža un virzien-stūre, var pret-darboties spārnu radītai orpēšanas (*yawing*) momenta kustībai. Tādējādi divi no efektīvākajiem līdzekļiem, lai novērstu grīsti, būs liela apjoma slāpēšanas nodrošināšana fizelāžas orpēšanas (*yaw*) momentam un vertikālam sānsveres momentam [14; 30].

6.5. Pacelšanās sistēmas izvēle un aprēķins

Lai atvieglotu BPLA sistēmas kopējo svaru, konstrukcijā tiek piedāvāts izmantot BPLA palaišanu bez katapulta no rokas. Palaižot BPLA sistēmas lidaparātu no rokas operatoram pašam jāizstrādā pietiekams paātrinājums, lai radītu nepieciešamo celtspēju, kas var būt problemātiski pie konstruējamā svara.

Sakarā ar iepriekš minēto tiek piedāvāts veikt lidaparāta pacelšanos ar operatora radītu riņķveida/orbitālu ieskriešanās trajektoriju. Lidaparāta palaišanas moments lidojumā, atkarībā no situācijas var tikt turpināts taisnvirzienā, tas ir, tangenciāli ieskriešanās orbītai vai arī ar orbitālu kustību ar pakāpeniski palielinošu rādiusu līdz nepieciešamā lidojuma augstuma sasniegšanai, kas ir vismaz virs tuvākā esošā šķēršļa augstuma [14; 31].

Gravitācijas spēku pēc tā komponentēm virsbūves koordinātu sistēmā izsaka sekojoši:

$$F_g = \begin{pmatrix} -m \times g \times \sin \theta \\ m \times g \times \cos \theta \times \sin \phi \\ m \times g \times \cos \theta \times \cos \phi \end{pmatrix}. \quad (6.55.)$$

Lidošanas ātrumu attiecībā pret zemi inerciālajā koordinātu sistēmā, un pieņemot ka $V_g = V_a$, izsaka sekojoši:

$$V_g^i = V_g \times \begin{pmatrix} \cos \psi \times \cos \gamma \\ \sin \psi \times \cos \gamma \\ -\sin \gamma \end{pmatrix}. \quad (6.56.)$$

Tā kā tiek noteikts minimālais ātrums kāds jānodrošina operatoram lidaparātam orbitālā kustībā, lai $F_{net} \geq F_g$, un, ņemot vērā Ņūtona otro likumu, vienādojumus (6.35.), (6.55.) un (6.56.), minimālo orbitālā lidojuma ātrumu var noteikt pēc sekojoša vienādojuma:

$$V_g^i = \sqrt{\frac{F_{g-net} \times R}{m}} \times \begin{pmatrix} \cos \psi \times \cos \gamma \\ \sin \psi \times \cos \gamma \\ -\sin \gamma \end{pmatrix}. \quad (6.57.)$$

Saskaņā ar aprēķinu BPLAS lidaparātam vienmērīgā riņķveida vai orbitālā kustībā pie sākuma nosacījuma, ka orbītas rādiuss ir 1.5 m, nepieciešamais ātrums ir 3.8 m/s. Aprēķins tika veikts *MATLAB* programmā, kura kods ir redzams 7.pielikumā.

Lidaparāta orbitālu lidojuma trajektoriju izsaka ar sekojošu vienādojumu [37]:

$$P_{orbit}(c, \rho, \lambda) = \{r \in R^3: r = c + \lambda \times \rho \times (\cos \varphi, \sin \varphi, 0)^T, \varphi \in [0, 2 \times \pi]\}. \quad (6.58.)$$

Orbītas trajektoriju raksturo tās centrs $c \in R^3$, rādiuss $\rho \in R$ un virziens $\lambda \in \{-1, 1\}$, kur $\lambda = 1$ orbītas virziens pulksteņrādītāja virzienā, un, $\lambda = -1$ orbītas virziens pret-pulksteņa rādītāja virzienā. Tiek pieņemts, ka orbītas centrs noteikts inerciālajā koordinātu sistēmā ar $c = (c_n, c_e, c_d)$, kur c_d izsaka orbītas vēlamo augstumu un lai uzturētu augstumu tiek pieņemts, ka $h_c = -c_d$. Lidojot BPLAS lidaparātam ar nemainīgu augstumu, tā koordinātas polārajā koordinātu sistēmā var iegūt no diferenciālvienādojumiem, kas apraksta lidaparāta kustību ziemeļu un austrumu virzienā, tas ir:

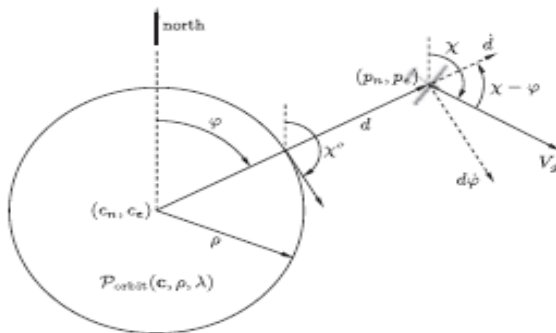
$$\begin{pmatrix} \dot{p}_n \\ \dot{p}_e \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} V_g \times \cos \chi \\ V_g \times \sin \chi \end{pmatrix}, \quad (6.59.)$$

kas tiek veikts ar fāžu leņķi φ tādā veidā, ka kustības vienādojumi attēlo lidaparāta kustību normālā un tangenciālā virzienā pret orbītu sekojoši:

$$\begin{pmatrix} \dot{d} \\ d\dot{\varphi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} V_g \times \cos(\chi - \varphi) \\ V_g \times \sin(\chi - \varphi) \end{pmatrix}. \quad (6.60.)$$

Tika pieņemts, ka lidaparātam jāpaceļas līdz 30 m augstumam, kur tas var turpināt lidošanu (*Loitering*) kustību un gaidīt sekojoša uzdevuma, lidojuma maršruta ievadīšanu.

Kā parādīts 6.15.attēlā zemāk, ar d tiek apzīmēta radiālā distance no vēlamās orbītas centra atrašanās vietas līdz lidaparātam, un, φ ir relatīvās atrašanās vietas fāzes leņķis.



6.15. att. Orbitālā lidojuma parametri [41].

Tad BPLAS lidaparāta dinamiku polārā koordinātu sistēmā var raksturot ar sekojošiem vienādojumiem:

$$\dot{d} = V_g \times \cos(\chi - \varphi), \quad (6.61.)$$

$$\dot{\varphi} = \frac{V_g}{d} \times \sin(\chi - \varphi), \quad (6.62.)$$

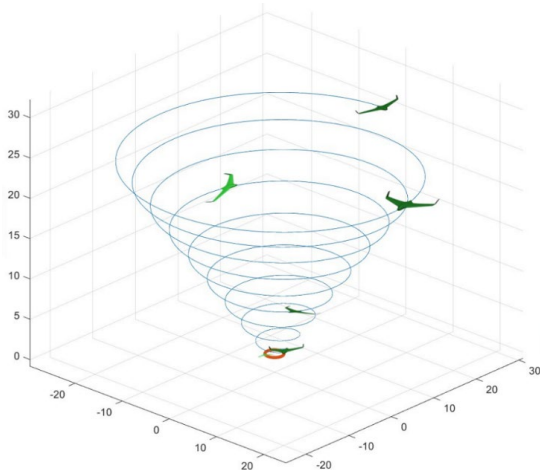
Dotajā gadījumā tiek noteikti iespējamie parametri un trajektorija BPLAS lidaparātam pēc orbitālas ieskriešanās turpinot augstuma uzņemšanu orbitāli ar orbītas rādiusa palielinājumu līdz drošam augstumam, kas ir pieņemts 30 m, un, lineāri ar 5° trajektorijas leņķi. Attiecīgi

orbitāla augstuma uzņemšanas trajektorija ir izmantojama vietā ar ierobežotu brīvā laukuma teritoriju, vai arī jebkurā citā gadījumā, bet lineāru pacelšanos var izmantot, ja teritorija ir bez šķēršļiem lidaparāta pacelšanās ceļā.

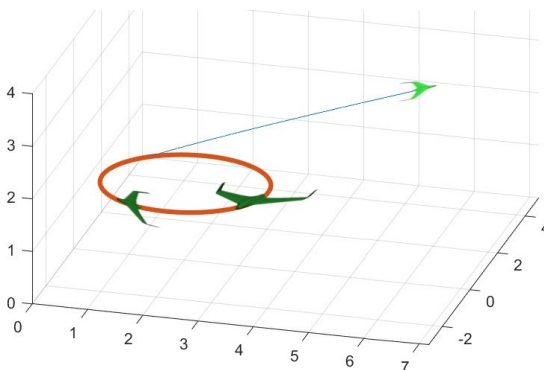
Sekojoši iepriekš minēto orbitālo trajektoriju pielīdzinot situācijai, kas tiek risināta esošajā darbā, tas ir pacelšanās gadījumam, tad iepriekšminētais vienādojums (6.60.) formulējams sekojošā veidā:

$$\begin{pmatrix} \dot{h} \\ d\varphi \\ \dot{h} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} V_g \times \cos(\chi - \varphi) \\ V_g \times \sin(\chi - \varphi) \\ V_g \times -\sin(\chi - \gamma) \end{pmatrix}. \quad (6.63.)$$

Trajektoriju grafisks attēlojums ir parādīts attēlos zemāk [19; 40; 41].



6.16. att. Orbitālā augstuma uzņemšanas trajektorija pēc orbitālās ātruma uzņemšanas.



6.17. att. Lineārā augstuma uzņemšanas trajektorija pēc orbitālās ātruma uzņemšanas.

Aprēķins tika veikts *MATLAB* programmā, kura kods ir redzams 5.pielikumā. Orbitālās ieskriešanās pacelšanās sistēmas pielietojums attēlots 7.pielikumā.

6.6. Dzinēja sistēmas izvēle un aprēķins

Pamatojoties uz sistēmu inženierijas pieejas metodi, dzinēja sistēmas detalizētā konstruēšana sākas ar konstruēšanas prasību identificēšanu un noteikšanu, un, beidzas ar optimizāciju. Dzinēja sistēmas konstruēšanu veic sekojošos soļos:

1. Nosaka dzinēja sistēmas konstruēšanas prasības un izveido to sarakstu.
2. Nosaka motora veidu.
3. Nosaka motoru skaitu.
4. Nosaka motora atrašanās vietu/vietas.
5. Izvēlas motora veidu no ražošanā pieejamiem vai arī konstruē jaunu motoru.
6. Konstruē propelleru.
7. Konstruē motora uzstādīšanu.
8. Pārbauda vai dzinēja sistēmas konstrukcija apmierina konstruēšanas prasības.
9. Ja kāda no konstrukcijas prasībām netiek apmierināta, atgriežas attiecīgajā konstruēšanas solī un izvēlās/pārrēķina attiecīgo parametru.
10. Optimizācija.

Pirmie pieci punkti, no augstāk minētā saraksta, jau ir noskaidroti divu pirmo konstruēšanas fāžu laikā, tāpēc tiks turpināts ar sesto punktu – propellera konstruēšana [14; 31].

Propellera aprēķins un izvēle

Propellers ir rotējošs spārns, tāpēc uz propelleru vispārīgi tiek attiecināti tie paši aerodinamikas vienādojumi un principi, kas nosaka spārna sniegumu. Propellers izraisa celtspēju, pateicoties pretestībai. Tāpēc propellera lietderības koeficients nekad nerasnē 100 %. Kreisēšanas lidojumā, ar optimālu propellera savērpuma leņķi, propellera lietderības koeficients (η_P) var būt ap 75–85%.

Lidaparāta propellers, stabilā kreisēšanas lidojumā ar ātrumu V_C un propellera lietderības koeficientu η_P izstrādās vilkmi, kas ir motora jaudas funkcija, sekojoši:

$$T = \frac{P \times \eta_P}{V_C} = \frac{612.22725 \times 0.8}{26} = 18.8378 \text{ N}, \quad (6.64.)$$

kur P – motora jauda.

Propellers izstrādās celtspēju lidošanas virzienā sekojoši:

$$L_P = \frac{1}{2} \times \rho \times V_{av}^2 \times S_P \times C_{LP}, \quad (6.65.)$$

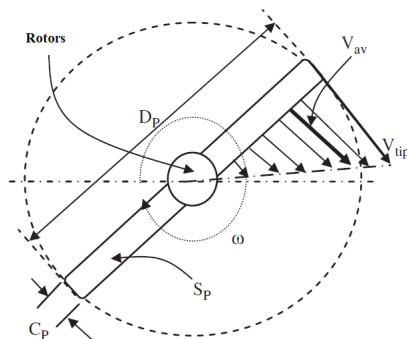
kur ρ – gaisa blīvums kreisēšanas lidojuma augstumā;

S_P – propellera planēšanas laukums;

C_{LP} – propellera celtspējas koeficients;

V_{av} – vidējais gaisa ātrums pie propellera, kuru var pieņemt 70 % apmērā no propellera galotnes $V_{tipwise}$ ātruma.

Iemesls tādām parametram ir, jo gaisa ātrums propellera centrā ir nulle un palielinās virzienā uz galotni (sk. 6.18.attēlu). Tā kā propellera centrālā daļa praktiski neko neiegulda vilkmes radīšanā, tad tās konstrukciju parasti veido konusveidīgu [14; 31].



6.18. att. Propellera ātruma vektora attēlojums tā garenvirzienā [14].

Jāpiezīmē arī, ka propellera izstrādātā celtspēja (L_P) ir vienāda ar motora vilkmi (T), tādējādi var rakstīt sekojoši:

$$L_P = T \Rightarrow \frac{1}{2} \times \rho \times V_{av}^2 \times S_P \times C_{L_P} = \frac{P \times \eta_P}{V_C} = 18.8378 \text{ N}. \quad (6.66.)$$

Tad propellera nepieciešamais planēšanas laukums, lai izstrādātu tādu vilkmi ar attiecīgo motora jaudu P , ir:

$$S_P = \frac{2 \times P \times \eta_P}{\rho \times V_{av}^2 \times C_{L_P} \times V_C}. \quad (6.67.)$$

Tipiska propellera ģeometrisko formu var modelēt kā taisnstūri, tad planēšanas laukums ir:

$$S_P = D_P \times C_P, \quad (6.68.)$$

kur C_P – propellera vidējā horda;

AR_P – propellera garuma (diametra) un hordas attiecība:

$$AR_P = \frac{D_P}{C_P}. \quad (6.69.)$$

Ievietojot vienādojumus (6.67) un (6.68) vienādojumā (6.66) ļauj iegūt sekojošu formulu propellera diametra aprēķinam:

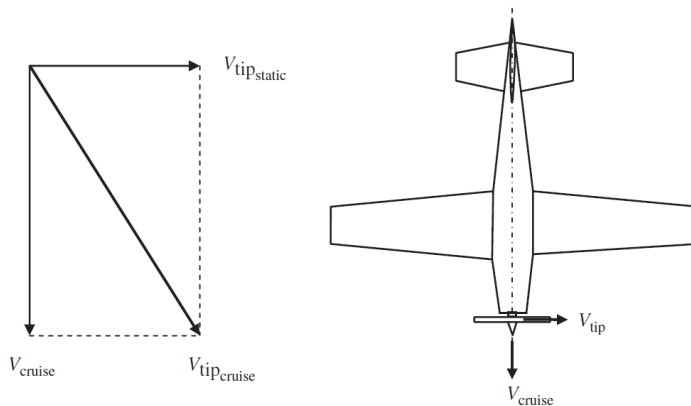
$$D_P = \sqrt{\frac{2 \times P \times \eta_P \times AR_P}{\rho \times V_{av}^2 \times C_{L_P} \times V_C}}. \quad (6.70.)$$

Propellers rotējot ($V_{tipstatic}$) virzās uz priekšu (V_C) pateicoties lidaparāta kreisēšanas lidojuma ātrumam. Tāpēc propellera galotnes ātrumu kreisēšanas lidojumā ($V_{tipcruise}$) nosaka ar Pitagora teorēmas vienādojumu:

$$V_{tipcruise} = \sqrt{V_{tipstatic}^2 + V_C^2} \quad (6.71.)$$

kur propellera galotnes statiskais ātrums ir:

$$V_{tipstatic} = \frac{D_P}{2} \times \omega \quad (6.72.)$$



6.19. att. Propellera rotācijas ātrums pārvietošanās ātrums [14].

Propellera rotācijas ātrumu parasti nosaka apgriezienos minūtē (n/rpm), tad propellera leņķiskais ātrums (rad/s) ir:

$$\omega = \frac{2 \times \pi \times n}{60}. \quad (6.73.)$$

Vidējais ātrums lidojumā celtspējas izstrādei pie propellera ir ap 70 % no propellera galotnes ātruma:

$$V_{av} = 0.7 \times V_{tip_{cruise}}. \quad (6.74.)$$

Lai nodrošinātu propellera optimālo sniegumu, ir ieteicams, lai tā galotnes ātrums kreisēšanas lidojumā nepārsniegtu noteiktu vērtību. Tas ir, lai izvairītos no vibrācijas un trokšņa un šoka viļņu rašanās propellera galos. Ātrums ir atkarīgs no propellera izgatavošanas materiāla. Tiek pieņemts, ka tas ir kompozītmateriāla propellers, tātad propellera galotnes ātrums nedrīkst pārsniegt 250 m/s [14; 31].

No aprēķiniem konceptuālajā un sākuma konstruēšanas fāzēs iegūtie parametri, kas tiek izmantoti šajā detalizētās konstruēšanas solī:

$P = 612.23 \text{ W}$ – lidaparātam elektromotora izstrādāta jauda kreisēšanas lidojumā (75 % apmērā no maksimālās jaudas);

$V_C = 20.20 \div 26 \text{ m/s}$ – lidaparāta kreisēšanas lidojuma ātruma diapazons.

No rekomendācijām propelleru konstrukcijai modeļu un BPLAS lidaparātiem [14; 31]:

- propelleru ar mazu savērpuma leņķi īpašības:
 - lidojumi mazā ātrumā;
 - labs paātrinājums;
 - labi uzņem augstumu;
 - laba ātruma režīma kontrole;
- eliptiskas formas propellera spārnar ar augstu relatīvā pagarinājuma attiecību dod labākās snieguma īpašības planiera veida lidaparātiem;
- propellera galotnes ātrumam nevajadzētu nekādā gadījumā pārsniegt 885 km/h (246 m/s) ātrumu, bez īpašas uzmanības tā formai dēļ kompresijas un trieciena viļņiem, kas rodas tuvojoties Maha skaitļa 1 ātrumam;

- propellera radīto troksni ietekmē tā galotnes kustības ātrums, kas nedrīkst pārsniegt noteiktu vērtību un optimālais maksimālais ātrums ir 644 km/h (179 m/s), bet rekomendētais aprēķiniem 604 km/h (168 m/s);
- propellera radīto troksni ietekmē tā galotnes forma;
- propellera galotnes forma ar mazu pretestību radīs arī mazāku troksni un ietekmēs propellera kopējo lietderības koeficientu.

Tiek pieņemti sekojoši parametri aprēķinu veikšanai:

$AR_P = 13$ – propellera relatīvā pagarinājuma attiecības vērtība;

$C_{LP} = 0,3$ – propellera celšanas koeficients;

$V_{tipstatic} = 168$ m/s – propellera galotnes statiskais ātrums.

Propelleru tipiskās relatīvā pagarinājuma AR_P vērtības ir no 7 – 15, un celšanas koeficienta C_{LP} – 0,2-0,4, kas tiek pieņemtas attiecīgi 11 un 0,3. No iepriekšējiem aprēķiniem kreisēšanas lidojuma ātrums V_C ir robežās no 20,20 ÷ 26 m/s. Vēl jāņem vērā, ka kreisēšanas lidojums aprēķinos tiek pieņemts ar 75% - 80% motora jaudu, tad:

$$\begin{aligned}
 D_{P1} &= K_{np} \times \sqrt{\frac{2 \times P \times \eta_p \times AR_P}{\rho \times V_{av}^2 \times C_{LP} \times V_C}} = \\
 &= 1 \times \sqrt{\frac{2 \times 612.23 \times 0.75 \times 11}{1.184 \times (0.7 \times 170)^2 \times 0.3 \times 20.20}} = \\
 &= \sqrt{\frac{10101.795}{101\ 605.74}} = 0.3153\ m
 \end{aligned} \tag{6.75}$$

un,

$$\begin{aligned}
 D_{P2} &= K_{np} \times \sqrt{\frac{2 \times P \times \eta_p \times AR_P}{\rho \times V_{av}^2 \times C_{LP} \times V_C}} = \\
 &= 1 \times \sqrt{\frac{2 \times 612.23 \times 0.75 \times 11}{1.184 \times (0.7 \times 170)^2 \times 0.3 \times 26}} = \\
 &= \sqrt{\frac{10101.795}{130\ 779.66}} = 0.2779\ m,
 \end{aligned} \tag{6.76}$$

kur

K_{np} – ir korekcijas koeficients propellerim, divu spārnu propellerim, tas ir, 1, bet ja nepieciešami vairāk spārnu, tad tas ir < 1.

Tātad nepieciešamais propellera diametrs ir robežās no ~ 280 ÷ 320 mm, vai arī tā kā komerciāli piedāvāto propelleru izmērs parast tiek atzīmēts collās, tad ~ 11'' ÷ 13'', pieņemot vidējo vērtību $D_P = 12''$, kas turpmākā konstruēšanas procesā, nepieciešamības gadījumā tiks koriģēts.

Tādā veidā tiek noteikts propellera diametrs, pamatojoties uz motora jaudu, lidaparāta ātrumu, propellera griešanās ātrumu un propellera aerodinamiskām īpašībām. Ja propellera diametrs ir pārāk liels, ir divi veidi kā to atrisināt: (i) palielināt propellera spārnu skaitu, vai, (ii) samazināt propellera leņķisko ātrumu ar propellera pārnese kārpu/reduktoru. Pārnese kārpu pārnese skaitlis (GR) ir attiecība starp propellera griešanās ātrumu un motora ass griešanās ātrumu:

$$GR = \frac{n_P}{n_S} \quad (6.77.)$$

Attiecīgi pēc vienādojuma (6.71.) propellera rotācijas ātrums:

$$V_{tip_{cruise}} = \sqrt{V_{tip_{static}}^2 + V_C^2} = \sqrt{168^2 + 20.20^2} = 169.21 \frac{m}{s} \quad (6.78.)$$

vai

$$V_{tip_{cruise}} = \sqrt{V_{tip_{static}}^2 + V_C^2} = \sqrt{168^2 + 26^2} = 170.00 \frac{m}{s}.$$

Sakarā ar to ka ātrumi ir ļoti tuvi, tad tiek pieņemta vērtība 170.00 m/s.

$$V_{tip_{static}} = \frac{D_P}{2} \times \omega \Rightarrow \omega = \frac{2 \times V_{tip_{static}}}{D_P} = \frac{2 \times 168}{0.3} = 1133.33 \frac{rad}{s} \quad (6.79.)$$

vai pārrēķinot uz ap griezieniem:

$$\omega = \frac{2 \times \pi \times n}{60} \Rightarrow n = \frac{60 \times \omega}{2 \times \pi} = \frac{60 \times 1133.33}{2 \times 3.14} = \frac{67999.8}{6.28} = 10827.99 \text{ rpm} \sim 10828 \text{ rpm}. \quad (6.80.)$$

Pieņemot, ka būs nepieciešams lidot arī maksimālajā ātrumā, tad:

$$V_{tip_{cruise}} = \sqrt{V_{tip_{static}}^2 + V_C^2} = \sqrt{246^2 + 33.8^2} = 248.31 \frac{m}{s} \quad (6.81.)$$

un

$$V_{tip_{static}} = \frac{D_P}{2} \times \omega \Rightarrow \omega = \frac{2 \times V_{tip_{static}}}{D_P} = \frac{2 \times 250}{0.3} = 1666.66 \frac{rad}{s}, \quad (6.82.)$$

tad

$$n = \frac{60 \times \omega}{2 \times \pi} = \frac{60 \times 1666.66}{2 \times 3.14} = 15923.50 \text{ rpm} \sim 15924 \text{ rpm}. \quad (6.83.)$$

Motora izvēlē jāņem vērā, ka maksimālais apgriezīgu ātrums ir 16 000 apgr./min [7; 24].

Elektromotora aprēķins un izvēle

Pamatojoties uz sadaļā 3.3. *Motora jauda un spārna atskaites laukums* noteikto nepieciešamo jaudu 820 W apmērā, sadaļā 6.4.1. *Propellera aprēķins un izvēle/konstruēšana* aprēķināto nepieciešamo propellera apgriezīgu skaitu tika veikta esošo ražotāju izpēte un atlasīti sekojoši potenciālie elektromotoru modeļi:

6.6. tabula

Potenciālie BPLAS lidaparātam izmantojamie elektromotoru modeļi

| Nr. p.k. | Elektromotors | Ražotājs | Piezīmes | Elektroniskais ātruma kontrolieris | Piezīmes |
|----------|---------------|----------------|-------------------|------------------------------------|----------|
| 1. | GPMG5315 | Great Planes | Reduktors – 2.5:1 | SS 80 (GPMM1860) | A |
| 2. | LBA3650/14T | Leopard Motors | Reduktors – 2.8:1 | Trex 450/500 Platinum- 60 | B |
| 3. | 1704/1.5Y | NeuMotors | Reduktors – 3.2:1 | CC Phoenix Edge 75 | C |
| 4. | 1704/2Y | NeuMotors | Reduktors – 2.4:1 | CC Phoenix Edge 50 | D |
| 5. | 1706/1.5Y | NeuMotors | Reduktors – 2.2:1 | CC Phoenix Edge 50 | E |
| 6. | 1706/1Y | NeuMotors | Reduktors – 3.3:1 | CC Phoenix Edge 75 | F |
| 7. | 1112/2.25D | NeuMotors | Reduktors – 5.0:1 | CC Talon 60 | G |
| 8. | 1112/6D | NeuMotors | Reduktors – 2.7:1 | CC Talon 25 | H |

| | | | | | |
|-----|-----------------|--------------|-------------------|---------------|----------|
| 9. | MEC Turbo 10 GT | - | Reduktors – 8.6:1 | Astro 210 | I |
| 10. | 840M-4T | Astro Flight | Reduktors – 1.6:1 | Mezon PRO 50 | J |
| 11. | B50-11S | Hacker | Reduktors – 6.7:1 | X-70-SB-Pro | K |
| 12. | B50-10S | Hacker | Reduktors – 6.7:1 | M Spin 80 Pro | L |
| 13. | B50-9S | Hacker | Reduktors – 6.7:1 | Mezon Pro 50 | M |
| 14. | RTS4070-4P | Reacher Tech | Reduktors – 2.8:1 | X-70-SB-Pro | N |

Sekojoši tiek sastādīta tabula ar tehniskā snieguma mēriem (*Technical Performance Measures or Measures Of Merite*) pēc kuriem izmantojot multidisciplināras optimizācijas Monte Karlo (*Monte Carlo*) pieeju tiek izvēlēts optimālākais variants konstruēšanas gadījumam.

6.7. tabula

Elektromotoru modeļu tehniskā snieguma mēru tabula

| Nr. p.k. | Tehniskā snieguma parametrs (TSP) | TSP svars, % | Prioritāte | Vēlamais mērķis/rezultāts |
|----------|---|--------------|------------|---------------------------|
| 1. | Jauda, W | 15 | 1 | 820 W |
| 2. | Darba spriegumu diapazons, V | 15 | 2 | 11 – 22 V |
| 3. | Darba strāvas diapazons, A | 15 | 3 | < 7 A |
| 4. | Pretestība, Ω | 10 | 4 | < 0.05 Ω |
| 5. | Tukšgaitas strāva, A | 10 | 5 | < 1.5 A |
| 6. | Maksimālie apgriezieni, rpm | 10 | 6 | 16 000 rpm |
| 7. | Svars, g | 10 | 7 | < 300 g |
| 8. | Elektroniskais ātruma kontroles bloks (ESC) | 8 | 8 | - |
| 8.1. | + BEC | - | - | Ar |
| 8.2. | Svars | - | - | < 50 g |
| 8.3. | Ķēdes pretestība, Ω | - | - | < 0.002 Ω |
| 9. | Pārnesumu mehānisms/reduktors | 7 | 9 | - |
| 9.1. | Reduktora svars, g | - | - | < 50 g |
| 9.2. | Kopā ar motoru | - | - | Kopā |
| Kopā: | | 100 | - | - |

Pēc multidisciplināras optimizācija no 6.6.tabulā minētajiem motoriem tika izvēlēts ražotāja *Hacker Motor GmbH* elektromotors **B50-10S**. Turpmākajos aprēķinos tiks ņemti vērā iepriekšminētā motora parametri. Elektromotora izvēles optimizācijas tabulu un izvēlētā elektromotora datus skatīties 8.pielikumā [26 – 29; 52].

6.7. Akumulatoru baterijas izvēle

Pamatojoties uz sadaļā 3.1.2.3. Degvielas/akumulatoru bateriju masa noteikto nepieciešamo jaudu 2 229 Wh vai 100 Ah apmērā tika veikta esošo ražotāju izpēte. Tā kā ir zināmas grūtības piemeklēt nepieciešamās akumulatoru baterijas lielumu pēc nominālā sprieguma, tad tika

pieņemts lēmums konstruēt pašizgatavotas akumulatoru-baterijas konstrukciju no ražotāju piedāvātām bateriju šūnām, izvēlētas lādējamās *Li-Ion* bateriju šūnas, tā kā tās nodrošina vislabāko enerģijas blīvumu no ražošanā esošām, kā arī BPLAS izmantošanas specifikai nepieciešams, lai tās būtu lādējamās. Tika atlasīti sekojoši potenciālie akumulatoru modeļi:

6.8. tabula

Potenciālie BPLAS lidaparātam izmantojamie akumulatoru-bateriju modeļi

| Nr. p.k. | Akumulatoru baterija | Ražotājs | Piezīmes |
|----------|-----------------------------------|-------------------------------|----------|
| 1. | 4S4P 14.8V 14Ah | Coremax Technology | A |
| 2. | 4S 14.8V 7.2Ah | GensAce | B |
| 3. | TopFuel 7200 ECO-X Stick 4S | Hacker | C |
| 4. | MP 176065 xlr | SAFT | D |
| 5. | 16Ah 14.8V | Venom Power | E |
| 6. | 20.0 14.8V | Turnigy | F |
| 7. | Lectron Pro 4S7600-75X | Common Sense RC | G |
| 8. | 10 900 mAh 14.8V | MaxAmps | H |
| 9. | ORI14506 | Team Orion | I |
| 10. | SKU 3017 | Overlander Batteries | J |
| 11. | SG2 | Reedy Zappers | K |
| 12. | 6500 mA 14.8V | SMC | L |
| 13. | 22000mAh 14.8V | TattuGens | M |
| 14. | 50C (6S) Flight Pack Race Formula | Intellect Pioneering Battery | N |
| 15. | 10C/20C 22.2V | Turnigy | O |
| 16. | 12C/24C 22.2V | Turnigy | P |
| 17. | 22Ah 22.2V | Venom Power | Q |
| 18. | NCR20700B | Miuta Electric Company | R |

Praktiski tiek izskatīta iespēja izmantot augstāka sprieguma akumulatoru baterijas (22.2 V, 6S), kam ir sekojošas priekšrocības [52]:

- 1) Var izmantot zemākas klases ātruma kontroles bloku, kas ir arī lētāks;
- 2) Motora darbība pie augstāka sprieguma ir efektīvāka;
- 3) Svāra palielinājums ir neliels, jo var izmantot zemāka tilpuma bateriju, nezaudējot lidojuma snieģumā, bet saglabājot nepieciešamo enerģijas daudzumu (*Wh*), kas būs aptuveni tāds pats.

Sekojoši tiek sastādīta tabula ar tehniskā izpildījuma mēriem (*Technical Performance Measures or Measures Of Merite*) pēc kuriem izmantojot multidisciplināras optimizācijas Monte Karlo (*Monte Carlo*) pieeju tiek izvēlēts optimālākais variants konstruēšanas gadījumam.

Akumulatoru-bateriju modeļu tehniskā snieguma mēru tabula

| Nr. p.k. | Tehniskā snieguma parametrs (TSP) | TSP svars, % | Prioritāte | Vēlamais mērķis/rezultāts |
|----------|---------------------------------------|--------------|------------|-------------------------------|
| 1. | Baterijas jaudas blīvums Wh/kg | 25 | 1 | Max |
| 2. | Nepārtrauktais izlādes režīms, $C(A)$ | 25 | 2 | > 14.8V-60 A /> 22.2V-37 A |
| 3. | Maksimālais izlādes režīms, $C(A)$ | 3 | 7 | > 14.8V-70 A /> 22.2V-50 A |
| 4. | Nominālais spriegumu, V | 10 | 5 | 14,8/22,2 |
| 5. | Nominālais tilpums, Ah | 20 | 3 | 30 - 40 Ah |
| 6. | Akumulatora baterijas svars, g | 12 | 4 | Min |
| 7. | Izmērs, g×p×a, mm | 5 | 6 | Min |
| Kopā: | | 100 | - | - |

Pēc multidisciplināras optimizācija no 6.8.tabulā minētajiem akumulatoru-bateriju modeļiem tika izvēlēta ražotāja *Miuta Electric Company* akumulatoru-baterija **NCR20700B**. Turpmākajos aprēķinos tiks ņemti vērā iepriekšminētās akumulatoru-baterijas parametri. Akumulatoru-baterijas izvēles optimizācijas tabulu un izvēlētas akumulatoru-baterijas datus skatīties 9.pielikumā. Vēl kā alternatīvu variantu var izskatīt citu BPLAS ražotāju baterijas (piemēram *SkyView*), kuras viņi izmanto savās sistēmās, kas ir ar labiem rādītājiem, bet nav brīvi pieejamas tirgū. Ja būs nepieciešams alternatīvs risinājums, tad tiks izskatīta iespēja izmantot sistēmā divas tāda veida baterijas, kas kopējo svaru samazinās par 270 g, bet jāņem vērā, ka būs nepieciešams sprieguma paaugstināšanas bloks [26 - 29].

6.8. Avionikas komponentu izvēle

Autopilota izvēle

Autopilotu izvēlei nekādi pamata lielumi no konstruēšanas procesa aprēķiniem netiek izmantoti. Tiek atlasīti pieejamie *COTS* modeļi.

Potenciālie BPLAS lidaparātam izmantojamie autopilota modeļi

| Nr. p.k. | Autopilots | Ražotājs | Piezīmes |
|----------|--------------------------|----------------------|----------|
| 1. | Kestrel Autopilot v3.1 | Lockheed Martin | A |
| 2. | Piccolo Nano | Cloud Cap Technology | B |
| 3. | Piccolo SL | Cloud Cap Technology | C |
| 4. | SC2 | SkyCircuits | D |
| 5. | MP2128 ^{HELIO2} | MicroPilot | E |
| 6. | EasyPilot 3.0 | SkyView | F |
| 7. | U-Pilot | Airelectronics | G |
| 8. | AP 10.3 | UAVOS | H |
| 9. | Veronte | Embention | I |

| | | | |
|-----|--------|----------------|---|
| 10. | AP04 | UAV Navigation | J |
| 11. | Vector | UAV Navigation | K |

Sekojoši tiek sastādīta tabula ar tehniskā izpildījuma mēriem (*Technical Performance Measures or Measures Of Merite*) pēc kuriem izmantojot multidisciplināras optimizācijas Monte Karlo (*Monte Carlo*) pieeju tiek izvēlēts optimālākais variants konstruēšanas gadījumam.

6.11. tabula

Autopilota modeļu tehniskā snieguma mēru tabula

| Nr. p.k. | Tehniskā snieguma parametrs (TSP) | TSP svars, % | Prioritāte | Vēlamais mērķis/rezultāts |
|-----------------------------|--|--------------|------------|---|
| Vispārējie parametri | | 50 | 1 | - |
| 1. | Svars, g | 3 | - | - |
| 2. | Izmērs, g×p×a, mm | 3 | - | - |
| 3. | Elektro barošana, V, A | 3 | - | - |
| 4. | Procesora frekvence, MHz | 3 | - | - |
| 5. | Pieslēgvietas – SPI, I2C | 3 | - | - |
| 6. | Servo motoru pieslēguma vietas, gab. | 3 | - | - |
| 7. | Servo motoru atjaunošanas frekvence, Hz | 3 | - | - |
| 8. | Spēka pievadu (spārnu) veidi | 3 | - | - |
| 9. | Spēka pievadu (spārnu) fiksēšanas iespēja | 3 | - | - |
| 10. | Digitālās pieslēguma vietas, I/O | 3 | - | - |
| 11. | Analogās pieslēguma vietas | 3 | - | - |
| 12. | Auto korekcija | 3 | - | - |
| 13. | Lietderīgās slodzes pieslēguma iespēja | 3 | - | - |
| 14. | Iekļautās papildus ierīces: | 11 | - | - |
| 14.1. | Vēja mērītājs/Pitocaurule | 2 | - | - |
| 14.2. | GPS/GNSS | 3 | - | - |
| 14.3. | INS | 3 | - | - |
| 14.4. | AHRS | 3 | - | - |
| Kontroles sistēma | | 20 | 2 | - |
| 15. | Automātiskas pacelšanās un nolaišanās atbalsts | 10 | - | Pacelšanās momentā iestatīt propellera darbību ar aizkavējumu |
| 16. | Lidaparāta kontrole | 5 | - | - |
| 17. | Atgūšanās no iekrišanas stāvokļa | 5 | - | - |
| Navigācija | | 15 | 3 | - |
| 18. | GPS atjaunošanās temps | 3 | - | - |
| 19. | Atrašanās vietas atjaunošanās temps | 3 | - | - |

| | | | | |
|-----------------------------------|---|---|----------|---|
| 20. | Navigācija bez <i>GPS</i> signāla | 3 | - | - |
| 21. | Ceļa punktu iestatīšana un ielāde lidojumā | 3 | - | Iespēja ievadīt maršrutu pēc palaišanas |
| 22. | Ceļa punktu pārprogrammēšana lidojumā | 3 | - | Iespēja mainīt maršrutu lidojumā |
| Atbalstāmās papildierīces: | | 15 | 4 | - |
| 23. | Globālā pozicionēšanas sistēma (GPS): | <i>Trimble RTK; NovAtel Dual Frequency RTK; NovAtel ALIGN Heading; NovAtel Relative Positioning; Ublox RTK; Hemisphere VS101; Septentrio; uAvionix; UAV Navigation; U-blox; VectorNav Technologies; XSens</i> | | |
| 24. | Inerciālā navigācijas sistēma (INS): | <i>Cloud Cap Technology; SBG Systems; Inertial Labs; LORD Sensing Systems; Oxford Technical Solutions; VectorNav Technologies; XSens</i> | | |
| 25. | Augstuma un virziena atskaites sistēma (AHRS): | <i>LORD Sensing Systems; Inertial Labs; VectorNav Technologies; XSens</i> | | |
| 26. | Datu termināla sistēma: | <i>Microhard Systems; uAvionix; Airelectronics</i> | | |
| Kopā: | | 100 | - | - |

Pēc multidisciplinārās optimizācijas no 6.10.tabulā minētajiem autopilotu modeļiem tika atlasīti pieci modeļi, kas ieguva visaugstāko punktu vērtējumu un bija ar citiem vēlamiem tehniskiem parametriem (A, E, F, G, K). Šajā stadijā netika pieņemts galējs lēmums par labu autopilota sistēmai, kura ieguva visaugstāko vērtējumu, jo sistēmas atšķīrās ar iebūvēto sistēmu (*GPS/GNSS, AHRS, IMU*) daudzumu un to parametriem. Tālāk tiks izvērtētas palīgsistēmas un to parametri (*GPS/GNSS, AHRS, IMU*), savietojamība ar autopilota sistēmu un citām nepieciešamām sistēmām (atbildētāja, pilota/*HUD* kameru, *S&A* sistēmu, utt.) un tikai pēc tam pieņemts galējs lēmums par izmantojamo autopilota sistēmu. Tiks arī izvēlēti alternatīvie modeļi gadījumam, ja sākotnēji netiks sasniegti konstruēšanas mērķi. Autopilota izvēles optimizācijas tabulu un izvēlētos autopilotu datus skatīties 10.pielikumā [26 – 29; 53; 54].

GPS/INS/AHRS izvēle

Tāpat kā autopilotu izvēles gadījumā nekādi lielumi no konstruēšanas procesa aprēķiniem netiek izmantoti. Tiek atlasīti pieejamie *COTS* modeļi. Turpmākā konstruēšanas procesā tiks pieņemts lēmums atkarībā no izvēlētajā autopilota konstrukcijas. Ja autopilota konstrukcijā būs iekļauti *GPS/INS/AHRS*, tad tie atsevišķi nebūs nepieciešami. Gadījumā, ja iekļautās sistēmas snieguma parametri neapmierinās prasības, tad tiks pievienots atsevišķs minētais elements, kas apmierinās konstruēšanas prasības. Tika atlasīti sekojoši potenciālie *GPS/INS/AHRS* modeļi:

6.12. tabula

Potenciālie BPLAS lidaparātam izmantojamie *GPS/INS/AHRS* modeļi

| Nr. p.k. | <i>AHRS/INS/GPS</i> | Ražotājs | Piezīmes | |
|----------|---------------------|---------------|---------------|---|
| 1. | OEM719 | NovAtel | GNSS | B |
| 2. | OEM729 | NovAtel | GNSS | C |
| 3. | OEM7600 | NovAtel | GNSS | D |
| 4. | OEM7700 | NovAtel | GNSS | H |
| 5. | OEM7720 | NovAtel | GNSS | I |
| 6. | AsteRx-m2 | Septentrio | GNSS | J |
| 7. | BD940 | Trimble | GNSS | L |
| 8. | MB-Two | Trimble | GNSS | M |
| 9. | APX-18 UAV | Trimble | GNSS/INS | N |
| 10. | truFYX TSO-C145e | uAvionix | GPS ar antenu | O |
| 11. | 3DM-GQ4-45 | LORD Sensing | GNSS/INS | P |
| 12. | INS-D-OEM | InertialLabs | INS (GPS) | R |
| 13. | LandMark05 | Gladiator | INS (GPS) | B |
| 14. | Ellipse 2 | SBG Systems | INS | C |
| 15. | VN-300 | VectorNav | INS (GNSS) | D |
| 16. | MTi-670 | XSens | INS (GNSS) | H |
| 17. | μINS | InertialSense | INS (AHRS) | I |

Tā kā izvēlēto autopilotu konstrukcijās jau ir iekļauti kompass/magnetometrs un *IMU*, kas ir *AHRS* sistēmas sastāvdaļas, tad tie tiek izņemti no vērtēšanas. Vērtēšanai ieliktajos modeļu burtos nav izvēlētajiem autopilotiem atbilstošie burti, jo tajās pozīcijās tiks vērtētas attiecīgajā autopilotā iekļautās sistēmas.

Sekojoši tiek sastādīta tabula ar tehniskā izpildījuma mēriem (*Technical Performance Measures or Measures Of Merite*) pēc kuriem izmantojot multidisciplināras optimizācijas Monte Karlo (*Monte Carlo*) pieeju tiek izvēlēts optimālākais variants konstruēšanas gadījumam.

6.13. tabula

GPS/INS/AHRS modeļu tehniskā snieguma mēru tabula

| Nr. p.k. | Tehniskā snieguma parametrs (TSP) | TSP svars, % | Prioritāte | Vēlamais mērķis/rezultāts |
|----------|-----------------------------------|--------------|------------|--|
| 1. | Savietojamība | 25 | 1 | Savietojams un izmantojams visiem elementiem |
| 2. | Svars, g | 22 | 2 | - |
| 3. | Izmērs, g×p×a, mm | 20 | 3 | - |
| 4. | Precizitāte | 18 | 4 | - |
| 5. | Navigācija bez <i>GPS</i> | 10 | 5 | - |
| 6. | Slāpēšanas drošs | 5 | 6 | - |
| Kopā: | | 100 | - | - |

Pēc multidisciplinārās optimizācijas no 6.12.tabulā minētajiem *GPS/INS/AHRS* modeļiem tika atlasīts *GPS* ražotājs *NovAtel* modelis *OEM7720* ar ražotāja *Trimble* antenu *AV16* un ražotāja *VectorNav* inerciālās navigācijas ierīce *VN-300*, kas pēc tehniskiem datiem ir savietojami ar izvēlētiem autopilotiem un ieguva samērā augstu vērtējumu un tiks integrēti kopējā sistēmā ar autopilotu. Visaugstāko *GPS* pozīcijā ieguva ražotāja *Trimble* modelis *BD940*, un, pozīcijās *GPS/INS* ražotāju *Trimble* un *LORD Sensing* modeļi attiecīgi *APX-18 UAV* un *3DM-GQ4-45*, kas tiks ņemti vērā, ja netiks sasniegti konstruēšanas mērķi un būs nepieciešams kompromisa risinājums. *GPS/INS/AHRS* izvēles optimizācijas tabulu un datus skatīties 10.pielikumā [26 – 29; 53; 54].

Datu termināla izvēle

Arī šajā gadījumā nekādi lielumi no konstruēšanas procesa aprēķiniem netiek izmantoti. Tiek atlasīti pieejamie *COTS* modeļi. Turpmākā konstruēšanas procesā tiks pieņemts lēmums atkarībā no izvēlētas autopilota konstrukcijas. Ja autopilota konstrukcijā būs iekļauts arī datu termināls, tad tas atsevišķi nebūs nepieciešams. Gadījumā, ja iekļautās sistēmas snieguma parametri neapmierinās prasības, tad tiks pievienots atsevišķs minētais elements, kas apmierinās konstruēšanas prasības. Tika atlasīti sekojoši potenciālie datu termināla modeļi:

6.14. tabula

Potenciālie BPLAS lidaparātam izmantojamie datu termināla modeļi

| Nr. p.k. | Datu termināls | Ražotājs | Piezīmes |
|----------|----------------|----------------------|----------|
| 1. | SkyLink | uAvionix | A |
| 2. | n2420 | Microhard Systems | B |
| 3. | pMDDL2450 | Microhard Systems | C |
| 4. | Piccolo Nano | Cloud Cap Technology | D |

Sekojoši tiek sastādīta tabula ar tehniskā izpildījuma mēriem (*Technical Performance Measures or Measures Of Merite*) pēc kuriem izmantojot multidisciplināras optimizācijas Monte Karlo (*Monte Carlo*) pieeju tiek izvēlēts optimālākais variants konstruēšanas gadījumam.

6.15. tabula

Datu terminālu modeļu tehniskā snieguma mēru tabula

| Nr. p.k. | Tehniskā snieguma parametrs (TSP) | TSP svars, % | Prioritāte | Vēlamais mērķis/rezultāts |
|----------|--|--------------|------------|---------------------------|
| 1. | Svars, g | 10 | 4 | - |
| 2. | Izmērs, g×p×a, mm (cm ³) | 7 | 8 | Ar jaudas iestatīšanu |
| 3. | Elektro barošanas spriegums, V | 3 | 11 | - |
| 4. | Jaudas patēriņš, W | 3 | 10 | - |
| 5. | Darbības temperatūru diapazons, °C | 2 | 12 | - |
| 6. | Pārraidēšanas frekvenču diapazons, MHz/GHz | 15 | 1 | - |

| | | | | |
|-------|--|-----|---|-----------------------------------|
| 7. | Lēkājāo frekvenču pārraide/Frequency Hopping | 15 | 2 | Ar mainīgu frekvenci ¹ |
| 8. | Jūtība/Sensitivity, dBm | 10 | 3 | - |
| 9. | Digitālais datu termināls | 10 | 5 | - |
| 10. | Analogais datu termināls | 5 | 9 | - |
| 11. | Maksimālā pārraides jauda, W | 10 | 6 | - |
| 12. | Pārraides attālums, km | 10 | 7 | - |
| Kopā: | | 100 | - | - |

¹Mainīga frekvence (*FHSS - Frequency-hopping spread spectrum*) nepieciešama lai mazinātu traucējumus pārraižu laikā. Metode pamatojās uz pārraidāmā radiosignāla nesējfrekvences strauju maiņu noteikta frekvenču spektrālā diapazona robežās. Frekvenču maiņa tiek kontrolēta ar kodu, kas ir zināms gan raidītājam, gan uztvērējam. *FHSS* tiek izmantots, lai izvairītos no traucējumiem, noklausīšanās un iespējo komunikācij pa visu frekvences platuma joslu (*CDMA - code-division multiple access communication*).

Noteiktais frekvences diapazons tiek sadalīts mazākos frekvenču apakš-diapazonos. Signāls strauji maina savi nesējfrekvenci starp šo apakš-diapazonu centrālo frekvenci noteiktā kārtībā. *FHSS* ir trīs galvenās priekšrocības virs fiksētas frekvences pārraides:

1. *FHSS* signāli ir ļoti droši pret šauras apakš-diapazona frekvences joslas traucējumiem, jo signāls mainās uz citu joslu.
2. Signālus ir grūti pārtvert, ja frekvenču maiņas modelis nav zināms.
3. *FHSS* pārraides var notikt kopā ar daudzām citām tajā pašā diapazonā notiekošām pārraidēm ar minimāliem savstarpējiem traucējumiem. *FHSS* signāli rada minimālus traucējumus apakšdiapazona šaurākām komunikāciju frekvencēm, kā arī otrādi.

Militārajā jomā *FHSS* signāla principu izmanto, jo tas ir ļoti noturīgs pret apzinātu signāla slāpēšanu, ja vien pretiniekam nav zināms signāla maiņas modelis. Militārās radioiekārtas izstrādā frekvenču maiņas modeli ar slepenu pārraides drošības atslēgas (*TRANSEC - Transmission Security Key*) koda kontroli, kas pārraidītājam un uztvērējam ir zināms jau iepriekš. Šīs atslēgas ģenerē speciālas iekārtas, kā piemēram *KY-57 Speech Security Equipment*.

Pēc multidisciplināras optimizācija no 6.14.tabulā minētajiem datu terminālu modeļiem tika atlasīts ražotāja *CloudCap Technology* datu termināla modelis *Piccolo Nano*, kas ieguva visaugstāko vērtējumu un tiks integrēts kopējā sistēmā ar autopilotu. Datu termināla izvēles optimizācijas tabulu un datus skatīties 10.pielikumā [26 – 29; 53; 54].

Atbildētāja izvēle

Atšķirībā no citiem avionikas elementiem atbildētāju izvēle nav liela. Kā arī pamatojoties uz EK regulā 2018/1139 iekļauto normu, ka bezpilota lidaparātam ir jādod ceļš sastopoties lidojumā ar citu lidaparātu, tad tas praktiski padara nepieciešamu tikai tādu konstrukcijas sistēmu, kur ir iekļauts elements citu gaisa satiksmes dalībnieku identificēšanai. BPLAS lidaparātā arī jāparedz sistēma automātiskam pēdējā brīža izvairīšanās manevram gadījumā, ja cits gaisa satiksmes dalībnieks iepriekš nav bijis pamanīts. Tāda konstrukcija tiks apskatīta turpmākos konstruēšanas soļos. Tika atlasīti sekojoši potenciālie atbildētāju modeļi:

6.16. tabula

Potenciālie BPLAS lidaparātam izmantojamie atbildētāju modeļi

| Nr. p.k. | Atbildētājs | Ražotājs | Piezīmes |
|----------|-------------|----------------------|----------|
| 1. | Aero | Aerobits | A |
| 2. | TIM-SC1 | Aerobits | B |
| 3. | TIM-MC1 | Aerobits | C |
| 4. | TR-1W | Aerobits | D |
| 5. | Ping20Si | uAvionix | E |
| 6. | Ping200Sr | uAvionix | F |
| 7. | PingRX | uAvionix | G |
| 8. | MX12B | Sagetech Corporation | H |

Sekojoši tiek sastādīta tabula ar tehniskā izpildījuma mēriem (*Technical Performance Measures or Measures Of Merite*) pēc kuriem izmantojot multidisciplināras optimizācijas Monte Karlo (*Monte Carlo*) pieeju tiek izvēlēts optimālākais variants konstruēšanas gadījumam.

6.18. tabula

Atbildētāju modeļu tehniskā snieguma mēru tabula

| Nr. p.k. | Tehniskā snieguma parametrs (TSP) | TSP svars, % | Prioritāte | Vēlamais mērķis/rezultāts |
|----------|--------------------------------------|--------------|------------|---------------------------|
| 1. | Svars, g | 10 | 7 | Min ≤ 20 g |
| 2. | Izmērs, g×p×a, mm (cm ³) | 7 | 8 | Min |
| 3. | Elektro barošanas spriegums, V | 3 | 11 | 3 – 6 V |
| 4. | Jaudas patēriņš, W | 3 | 12 | Min |
| 5. | Darbības temperatūru diapazons, °C | 2 | 13 | Max |
| 6. | Darbības frekvence, MHz | 12 | 2 | ADS-B |
| 7. | Tehnoloģija | 12 | 1 | ADS-B |
| 8. | Citi režīmi | 10 | 4 | + |
| 9. | Jūtība, dBm | 10 | 5 | Max |
| 10. | Darbības attālums, km | 10 | 6 | Max |
| 11. | Antena | 5 | 10 | + |
| 12. | Savietojamība ar autopilotu | 10 | 3 | Nepieciešama |
| 13. | Izsekojamo lidaparātu skaits, gab. | 5 | 9 | Max |
| 14. | Signāla pārraide (ADS-B) | 1 | 14 | Vēlama |
| Kopā: | | 100 | - | - |

Pēc multidisciplināras optimizācija no 6.16.tabulā minētajiem atbildētāju modeļiem tika atlasīts ražotājs *Aerobits* modelis *TIM-MC1*, kas ieguva augstāko vērtējumu un tiks integrēti kopējā sistēmā ar autopilotu. Atbildētāja izvēles optimizācijas tabulu un datus skatīties 11.pielikumā [26 – 29; 53; 54].

Avionikas komponentu moduļa konstruēšana

Zinot visus komponentus, to izmērus un citus parametrus, tiek konstruēts tā kopējs modulis *CAD* rasējumā.

Pēc iepriekš veiktajiem aprēķiniem un multidisciplinārās optimizācijas izvēles avionikas modulis sastāvēs no sekojošiem komponentiem:

6.18. tabula

BPLAS avionikas moduļa komponentu saraksts

| Nr. p.k. | Komponenta modelis | Ražotājs | Funkcija | Piezīmes |
|----------|--------------------|---------------------|-------------|--|
| 1. | EasyPilot 3.0 | SkyView | Autopilots | Ar integrētu datu termināli, GPS, INS (IMU, AHRS). |
| 2. | Piccolo Nano | CloudCap Technology | GPS | - |
| 3. | AV16 | Trimble | GPS antena | Nav paša moduļa sastāvā, bet jābūt montējamai pie tā no ārpuses. |
| 4. | TIM-MC1 | Aerobits | Atbildētājs | - |

6.9. Lidaparāta korpasa konstruēšana

Iepriekš veiktos aprēķinos un izmantojot multidisciplinārās optimizācijas metodi tika noskaidroti visi BPLA sistēmas lidaparāta pamata parametri un izvēlēti nepieciešamie avionikas un elektronikas komponenti. Zinot visus komponentus, to izmērus un citus parametrus, tiek konstruēts kopējs lidaparāta modelis *CAD* programmā (sk. 16. un 19.pielikumus).

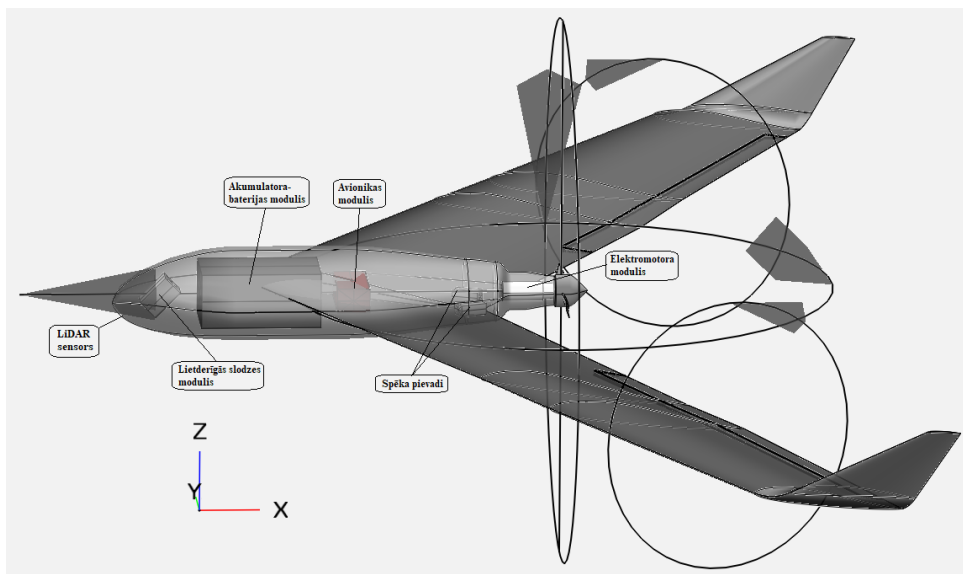
Lidaparātā tiks iekļauti sekojoši izvēlētie komponenti:

BPLAS lidaparāta komponentu saraksts

| Nr. p.k. | Komponents | Ražotājs | Funkcija | Piezīmes |
|--------------------------------------|--------------------------------|------------------------|----------------------------|---|
| 1. Lidaparāta modulis | | | | |
| 1.1. | Spārns | - | Celtspējas nodrošināšana | Sastāv no četrām daļām: 2 gab. spārniem L/K, 2 gab. vingletiem L/K. |
| 1.2. | Korpuss | - | Komponentu izvietošana | Viengabalains korpuss ar ievietojamiem baterijas, avionikas, lietderīgās slodzes un dzinēja moduļiem. |
| 2. Avionikas modulis | | | | |
| 2.1. | EasyPilot 3.0 | SkyView | Autopilots | Antena ar stiprinājumu moduļa ārpusē. |
| 2.2. | Piccolo Nano | CloudCap Technology | GPS | - |
| 2.3. | AV16 | Trimble | GPS antena | Nav paša moduļa sastāvā, bet jābūt montējamai pie tā no ārpuses. |
| 2.4. | TIM-MC1 | Aerobits | Atbildētājs | Antena ar stiprinājumu moduļa ārpusē. |
| 3. Lietderīgā slodzes modulis | | | | |
| 3.1. | EO kamera | - | - | Abas kameras tiks integrētas vienā sistēmā. |
| 3.2. | IR kamera | - | - | |
| 4. Dzinēja modulis | | | | |
| 4.1. | B50-10S | Hacker Motor | Dzinējspēka nodrošināšanai | Modulis tiks konstruēts, lai būtu piestiprināms bez skrūvēšanas. |
| 4.2. | M Spin 80 Pro | Hacker Motor | Motora kontrolei | Iespējams tiks integrēts lidaparāta korpusā. |
| 5. Elektrobarošanas modulis | | | | |
| 5.1. | NCR20700B | Miuta Electric Company | Sistēmu elektroapgādei | Modulis tiks konstruēts, lai būtu ievietojams bez skrūvēšanas. |
| 5.2. | Elektroniskais kontroles bloks | - | Baterijas kontrolei | - |

Pamatojoties uz izstrādāto moduļu izmēriem tiek konstruēts lidaparāta korpuss *CAD* vidē. Pilns korpusa *CAD* modelis tiks pārbaudīts uz snieguma parametriem *CFD* programmā.

Lidaparāta modeļa *CFD* programmas *CAD* rasējums ir parādīts 6.31. attēlā.



6.20. att. BPLAS lidaparāta projekcija *CFD* programmā.

6.20. attēlā parādītajā *CFD* programmas *CAD* rasējuma modelī moduļu lielumi tika ievadīti pēc faktiski izvēlētajiem elementiem un ņemot vērā papildus konstrukciju, lai tos iebūvētu modulī, kas ievietojams lidaparāta korpusā.

6.10. Zemes kontroles stacijas izvēle

Zemes kontroles stacijai (ZKS) tiks izvēlēti atsevišķi elementi vai arī kopēja konstrukcija no *COTS* pieejamiem tirgū. Atsevišķi elementi, tas nozīmē, ka ZKS dators, vadības programmatūra un zemes datu termināls var būt iegādāti no dažādiem ražotājiem, ja tas apmierinās konstruktīvās prasības. Tika atlasīti sekojoši potenciālie ZKS modeļi:

6.20. tabula

Potenciālie BPLAS lidaparātam izmantojamie zemes kontroles stacijas modeļi

| Nr. p.k. | Zemes kontroles stacija | Ražotājs | Piezīmes |
|--|-------------------------|-----------------------|--------------------------------------|
| Zemes kontroles stacijas ar vadības programmām | | | |
| 1. | PGCS | BlueBird Aero Systems | Ar integrētu vadības programmu |
| 2. | NEMESIS GCS | Magnet Systems | Ar Mission Planner vadības programmu |
| 3. | SkyView PGCS | UAV Europe | Ar integrētu vadības programmu |
| 4. | PGCU.1 | UAVOS | Ar integrētu vadības programmu |

| | | | | |
|--|----------------------|-----------------|--------------------------------------|---|
| 5. | PGCU.3 | UAVOS | Ar integrētu vadības programmu | E |
| 6. | GCSD4RRV2 | XLRS | Ar Mission Planner vadības programmu | F |
| 7. | GCSD4RSV2 | XLRS | Ar Mission Planner vadības programmu | G |
| 8. | GCSD4V2 | XLRS | Ar Mission Planner vadības programmu | H |
| Zemes kontroles staciju vadības programmas | | | | |
| 1. | Visionair | UAV Navigation | - | A |
| 2. | UgCS software | SPH Engineering | - | B |
| 3. | SkyView GCS software | UAV Europe | Atbilst STANAG 4586 prasībām | C |

Sekojoši tiek sastādīta tabula ar tehniskā izpildījuma mēriem (*Technical Performance Measures or Measures Of Merite*) pēc kuriem izmantojot multidisciplināras optimizācijas Monte Karlo (*Monte Carlo*) pieeju tiek izvēlēts optimālākais variants konstruēšanas gadījumam.

6.21. tabula

Zemes kontroles stacijas modeļu tehniskā snieguma mēru tabula

| Nr. p.k. | Tehniskā snieguma parametrs (TSP) | TSP svars, % | Prioritāte | Vēlamais mērķis/rezultāts |
|--|-----------------------------------|--------------|------------|---------------------------|
| Zemes kontroles stacija ar vadības programmu | | | | |
| 1. | Darbības ilgums, h | 25 | 1 | > 5 h |
| 2. | Svars, g | 20 | 2 | < 5 kg |
| 3. | Datu termināls | 17 | 3 | - |
| 4. | Skārienjūtīgs ekrāns | 15 | 4 | Vēlams vismaz 17" |
| 5. | Rokas vadības ierīce | 12 | 5 | Lietderīgai slodzei |
| 6. | Pārnēsāšanas iekārta | 6 | 6 | Darbības laikā |
| 7. | Attālās vadības termināls | 5 | 7 | - |
| Kopā: | | 100 | - | - |
| Zemes kontroles stacijas vadības programma | | | | |
| 1. | Attīstības komplekts | 50 | 1 | - |
| 2. | Lietderīgās slodzes logs | 30 | 2 | - |
| 3. | Maršruta plānošana lidojumā | 20 | 3 | - |
| Kopā: | | 100 | - | - |

Tā kā pēc iepriekš veiktās multidisciplinārās optimizācijas tika izvēlēts ražotāja *SkyView* autopilots, tad tas izslēdz praktisku nepieciešamību veikt multidisciplinārās optimizācijas izvēli zemes kontroles stacijai (ZKS), jo ražotājs piedāvā dažāda veida ZKS pēc nepieciešamības ar vadības programmu un attīstības komplektu, kas nodrošinās pārējās elektronikas komponentu (GPS, atbildētāja, u.c.) integrēšanu autopilotā.

Parametru salīdzināšanai tika veikta multidisciplinārā optimizācija 6.20.tabulā minētajiem ZKS modeļiem. ZKS optimizācijas tabulu un datus skatīties 14.pielikumā [26 – 29].

6.11. Lietderīgās slodzes elementa konstruēšana un izvēle

Kad BPLAS atbalsta speciālu operāciju uzdevumu izpildi un lai redzami attēli, kas tiek ievākti operācijas laikā atbilstu izpildāmā uzdevuma vajadzībām, ievāktās informācijas interpretācija tiek sadalīta 10 līmeņos, ko sauc par *NIIRS - National Imagery Interpretability Rating Scale*. Tika noteikts kvantitatīvs sakars starp mērķa objektiem, sensoru sniegumu un lidojuma augstumu ar tā saucamo vispārējo attēla kvalitātes vienādojumu (*GIQE - The General Image Quality Equation*) un zemes parauga lieluma (*GSD - The Ground Sampled Distance*) ģeometriskajām īpašībām. Veicot simulācijas tika analizēta dažādu mainīgo faktoru ietekme uz EO sensoru attēlu kvalitāti un tika aprēķināts attēla augstums izlūkošanas scenārijam. Rezultāts parādīja, ka pētījums var atrisināt problēmu, kas saistīta ar sliktu attēla kvalitāti dēļ pārāk liela lidojuma augstuma, kas neatbilst uzdevuma prasībām [55 – 57].

Ja BPLA uzdevuma izpildes laikā lido par augstu, ir iespējams ka tā sensors palaidīs garām kaut kādas sīkākas detaļas, kuras būtu nepieciešams zināt. Gadījumā, ja BPLA lidojuma augstumu, atkarībā no mērķa objekta īpašībām, var noteikt jau pirms uzdevuma izpildes, tad iepriekšminētā problēma būtu daļēji atrisināta.

Ir veikti dažādi pētījumi BPLA lidojuma augstumam, lai izvairītos no tam radītajām briesmām, bet neviens no tiem nav bijis tendēts uz attēla kvalitātes problēmu. Šajā gadījumā tiks izpētīta EO sensoru sniegtā attēla kvalitāte atkarībā no lidojuma augstuma un veicamā uzdevuma.

Ir izveidota tā saucamā Nacionālā attēla interpretācijas līmeņa skala (*NIIRS - The National Imagery Interpretability Rating Scale*), pēc kuras attēla kvalitāte tiek novērtēta desmit līmeņos – no 0 līdz 9 (sk. pielikumu Nr.4).

NIIRS interpretācijas skalas zemākais līmenis (0) atbilsts viss zemākai attēla kvalitātei un attiecīgi augstākais līmenis (9) – viss augstākai attēla kvalitātei. *NIIRS* attēla kvalitātes interpretācijas līmeņi ir noteikti atsevišķi katram sensora veidam: redzamās gaismas, infrasarkanās gaismas, radara.

Vispārējais attēla kvalitātes vienādojums (*GIQE*) ir tas kas var iepriekš paredzēt pētāmā objekta attēla kvalitāti zinot uz BPLA esošā sensora parametrus un informāciju par pētāmo objektu. *GIQE* ir empīrisks modelis, kas tika izstrādāts pamatojoties uz statistikas analīzi.

GIQE ir piedzīvojis vairākus grozījumus. Patreiz ir spēkā 4.versija sekojošā izskatā:

$$NIIRS = 10.251 - a \times \lg GSD_{GM} + b \times \lg RER_{GM} - 0.656 \times H_{GM} - 0.334 \times \left(\frac{G}{SNR}\right), \quad (6.84.)$$

kur

GSD_{GM} – vidējais ģeometriskais lielums no zemes parauga lieluma (*The Geometric Mean (GM) of The Ground Sampled Distance (GSD) in inches*);

RER_{GM} – normalizētās relatīvās malas reakcijas vidējais ģeometriskais (*The Geometric Mean (GM) of the normalized Relative Edge Response (RED)*);

H_{GM} – modulārās transformācijas funkcijas (*MTF*) malas pārkāpuma augstuma kompensācija (*the geometric mean height owing to edge overshoot resulting from MTFC – modulation transfer function compensation*);

G – traucējumu ienākšana no *MTFC*;

SNR – signāla un traucējumu attiecība (*Signal-To-Noise ratio*).

Lielumi GSD_{GM} un RER_{GM} iegulda līdz pat 92 % *NIIRS* vērtībā. Pārējie – tikai pārējos 8 %.

Parametru a un b lielumi ir sekojoši:

$$a = \begin{cases} 3.32, & \text{if } RER_{GM} \geq 0.9 \\ 3.16, & \text{if } RER_{GM} < 0.9; \end{cases}$$

$$b = \begin{cases} 1.559, & \text{if } RER_{GM} \geq 0.9 \\ 2.817, & \text{if } RER_{GM} < 0.9. \end{cases}$$

Saskaņā ar *GIQE* faktorus, kuri ietekmē *NIIRS* vērtību var sadalīt divās kategorijās: viena kuru nosaka sensora, vides apstākļu un mērķa objekta īpašības un otra, kas saistīta ar sensora izmantošanu. Tātad operacionālajā darbībā *NIIRS* kvalitāti var ietekmēt tikai otrā kategorija, tas ir sensora izmantošana vai plānošana. Sensora izmantošanas plānošana ietekmē tikai GSD_{GM} parametru, kuru savukārt ietekmē, sensora fokālais garums (f), BPLA lidojuma augstums (h), attālums līdz mērķa objektam (r), un citi faktori. Augstākminētajā vienādojumā (6.85.) GSD_{GM} tiek aprēķināts collās:

$$GSD_{GM} = \sqrt{GSD_x \times GSD_y}. \quad (6.85.)$$

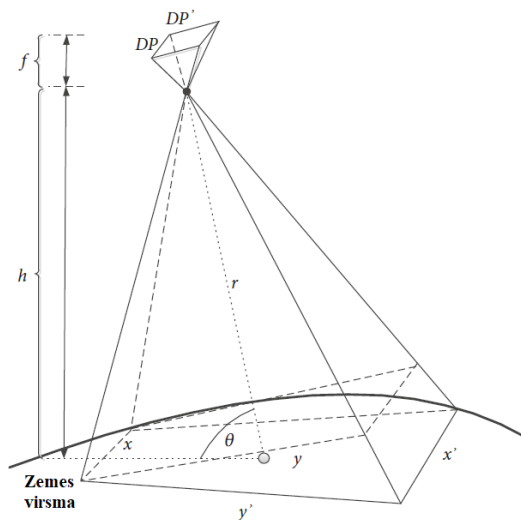
Sistēmās, kur garenvirziena skanēšanas un šķērsvirziena skanēšanas nav ortogonālas, GSD_{GM} tiek modificēts ar leņķi α starp šim virzieniem:

$$GSD_{GM} = \sqrt{GSD_x \times GSD_y \times \sin \alpha}. \quad (6.86.)$$

Elektro optiskajiem sensoriem, attēla lielums ir atkarīgs no sensora fokālā garuma un BPLA lidojuma augstuma. Attēlā zemāk (sk. 6.21. attēlu) ir parādīts, kā BPLA lido no kreisās puses uz labo, BPLA EO sensora fokālais garums ir f , un attiecīgi vertikālā un horizontālā pikseļu distance ir DP un DP' . Attālumu no sensora līdz attēla vertikālajai plaknei var aprēķināt pēc r lieluma, ja sensora pikselis ir kvadrātisks, tas ir zināms pēc sekojošas ģeometriskās attiecības:

$$x = \frac{DP \times r}{f}, \quad (6.87.)$$

$$y = \frac{DP' \times r}{f}. \quad (6.88.)$$



6.21. att. Sensora pikseļa projekcija uz zemes virsmas [57].

Taisnstūra laukums ir:

$$S = \frac{DP \times DP' \times r^2}{f^2}. \quad (6.89.)$$

Tā kā formulā vērtība GSD_{GM} ir collās, tad tā tiek pārveidota metros sekojošā veidā:

$$0.0254 \times GSD_{GM} = \frac{\sqrt{DP \times DP'} \times h}{f \times \sin \theta}, \quad (6.90.)$$

un sekojoši

$$GSD_{GM} = \frac{39.37 \times \sqrt{DP \times DP'} \times h}{f \times \sin \theta}. \quad (6.91.)$$

Tagad varam rakstīt:

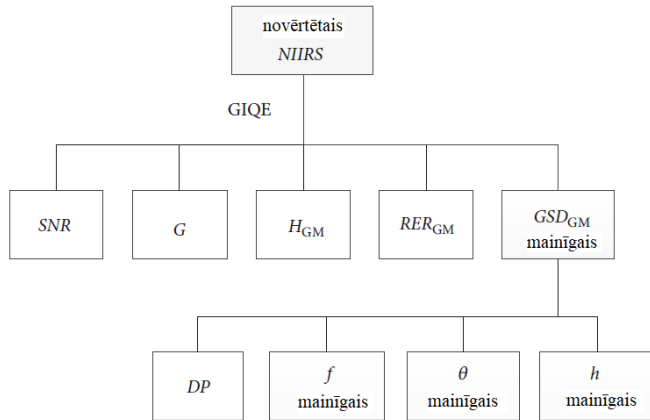
$$NIIRS = 10.251 - a \times lg \times \frac{39.37 \times \sqrt{DP \times DP'} \times h}{f \times \sin \theta} + b \times lg \times RER_{GM} - 0.656 \times H_{GM} - 0.334 \times \left(\frac{G}{SNR} \right), \quad (6.92.)$$

Aizstājot $10.251 + b \times lg \times RER_{GM} - 0.656 \times H_{GM} - 0.334 \times \left(\frac{G}{SNR} \right) - NIIRS = K$ un ievietojot to vienādībā augstāk iegūst sekojošo:

$$a \times lg \times \frac{39.37 \times \sqrt{DP \times DP'} \times h}{f \times \sin \theta} = K, \quad (6.93.)$$

un sekojoši iegūst vienādojumu augstuma aprēķinam uzdevuma izpildei:

$$h = \frac{0.0254 \times f \times \sin \theta}{\sqrt{DP \times DP'}} \times 10^{K/a}. \quad (6.94.)$$



6.22. att. Sensora plānošanas modelis pamatojoties uz *NIIRS* un *GIQE* [50].

Kopsavilkumā gadījumā kad *NIIRS* līmenis ir zināms pirms uzdevuma izpildes, sensora plānošanas modelis pamatojās uz *NIIRS* un *GIQE*, kā parādīts 6.22.attēlā augstāk.

NIIRS aprēķins tika veikts *MATLAB* programmā, kura kodu var redzēt 16.pielikumā.

Pēc 11.pielikumā minētās *NIIRS* attēla interpretācijas skalas vēlams, lai *EO/IR* sensori nodrošinātu attēla kvalitāti atbilstoši 7. līdz 9. līmenim, attiecīgi BPLAS lidaparātam lidojot neidentificējamā augstumā, iepriekš noteiktā 350 m līmenī virs zemes. No komerciāli pieejamiem *EO/IR* sensoriem ar vēlamiem rādītājiem sensors netika atrasts, tāpēc tiks izskatīta iespēja individuāli komplektēt sensoru, jo arī tehniski, lai nodrošinātu labu lidojuma ilgumu nepieciešams, lai tas būtu ievietots lidaparāta korpusā bez pārvietojamas piekares (*Gimbal*) sistēmas [55 – 57].

Sensora pikseļa distance

Salīdzinot ar attēla kvalitātes *Johnson DRI (Detection Recognition Identification)* kritērijiem, kur mērķa objekta identificēšanai (vīrietis, sievietē, automašīnas modelis) uz tā projekcijas jābūt 26 pikseļiem. Bet pēc dažādu sensoru ražotāju informācijas šim skaitlim ir jābūt piecas reizes lielākam, lai varētu veikt identifikāciju ar 90 % precizitāti [57]. Vadoties no iepriekš teiktā uz projicētā mērķa objekta, tā identificēšanai, pikseļa distancei jābūt ~1.5 cm. Izmantojot vienādojumus (6.88.) un (6.89.) tiek aprēķināta pikseļu distance vēlamam sniegunam pieņemot, ka:

- fokālais garums $f = 30 \div 60 \text{ mm} = 0.03 \div 0.06 \text{ m}$;
- pikseļu projekcija $x = y = 15 \text{ mm} = 0.015 \text{ m}$ (sk.att.6.10.);
- sensora attālums līdz attēla vertikālajai plaknei $r = h \times \sin \alpha = 350 / \cos 30^\circ \sim 405 \text{ m}$;
- tiek pieņemts vienāds pikseļu skaits pa horizontāli un vertikāli.

$$DP = \frac{x \times f}{r} = \frac{0.015 \times 0.06}{405} = 2.22e^{-6} \text{ m} = 2.22 \mu\text{m}. \quad (6.95.)$$

un

$$DP = \frac{x \times f}{r} = \frac{0.015 \times 0.03}{405} = 1.11e^{-6} \text{ m} = 1.11 \mu\text{m}. \quad (6.96.)$$

Sekojoši pēc vienādojuma (6.89.) nosaka projicēto laukumu:

$$S_{11} = \frac{DP \times DP' \times r^2}{f^2} = \frac{2.22e^{-6} \times 2.22e^{-6} \times 405^2}{0.06^2} = 0.0002246m^2 = 224.6mm^2 \quad (6.97.)$$

un

$$S_{12} = \frac{DP \times DP' \times r^2}{f^2} = \frac{1.11e^{-6} \times 1.11e^{-6} \times 405^2}{0.06^2} = 0.00005614m^2 = 56.14mm^2 \quad (6.98.)$$

un

$$S_{21} = \frac{DP \times DP' \times r^2}{f^2} = \frac{2.22e^{-6} \times 2.22e^{-6} \times 405^2}{0.03^2} = 0.0008982m^2 = 898.2mm^2 \quad (6.99.)$$

un

$$S_{22} = \frac{DP \times DP' \times r^2}{f^2} = \frac{1.11e^{-6} \times 1.11e^{-6} \times 405^2}{0.03^2} = 0.0002246m^2 = 224.6mm^2 \quad (6.100.)$$

No aprēķina rezultātiem augstāk var redzēt, ka visvēlamākais rezultāts ir ar pikseļu distanci $DP = 1.11 \mu m$ un fokusa attālumu $f = 0.06 m$. Sensors ar pikseļu distanci $DP = 1.11 \mu m$ varēs nodrošināt vēlamo rezultātu arī mazākā fokusa distances gadījumā ($f = 0.03 m$), ja ņem vērā ka projicējamā attēla pikseļa distancei jābūt $\sim 1.5 cm$, kas sastāda projicēto laukumu $S = 225 mm^2$ ($S_{22} = 224.6 mm^2$).

Vēlami parametri ir kompānijas *Framos* sensora modulim *FSM-AR1335* priekš *EO* sensora un kompānijas *ON Semiconductor* sensora modulim *AR1337* priekš *IR* sensora. Minēto sensoru tehniskos datus var apskatīties 14.pielikumā.

Ja nepieciešams identificēt mērķa objektu pēc izstarotā starojuma, tas ir, garo infrasarkano viļņu robežās ($8 - 14 \mu m$), tad sistēmā var izmantot piemēram ražotāja *Xenics* sensorus, bet šajā gadījumā sensora pikseļu distancei nav uzsvērtas nozīmes [58].

6.12. Nodaļas kopsavilkums un secinājumi

Šajā nodaļā tika veikti aprēķini BPLA sistēmas lidaparāta galveno konstruktīvo elementu parametriem un pārējo elementu izvēlei. Tika izvēlēta spārna konfigurācija un aprēķināti tā parametri. Izvēlēts elektromotors, kas nodrošina prasības visoptimālākā veidā, kā arī pārējie elektroniskie elementi, tādā veidā, lai apmierināti izvīzītās konstruktīvās prasības visoptimālākā veidā. Tika atrasti divi konceptuāli inovatīvi risinājumi BPLA sistēmas lidaparāta pacelšanās un nosēdināšanas funkciju izpildei, lai to varētu veikt ierobežotā brīvā laukuma vietā, kā tas var būt, pielietojot sistēmu speciālām militārām vai iekšlietu vajadzībām. Pielietošana ierobežotā brīvā laukuma vietā var būt arī, ja sistēmu izmanto dabas novērošanas vajadzībām, ja pārskatāmā teritorija atrodas mežainā apvidū.

7. BEZPILOTA LIDAPARĀTA IZSTRĀDES PĀRBAUDE

Zinot bezpilota lidaparāta sistēmas lidaparāta precīzus parametrus var veikt tā lidošanas parametru optimizāciju, lai iegūtu vēlamu lidojuma ilgumu atbilstoši izvirzītajām prasībām.

Šajā nodaļā tiks noteikti lidaparāta optimālie parametri kreisēšanas lidojumam, planēšanas lidojumam, maksimālās distances lidojuma ātrums, maksimālā ilguma lidojuma ātrums un tiem atbilstošā nepieciešamā jauda.

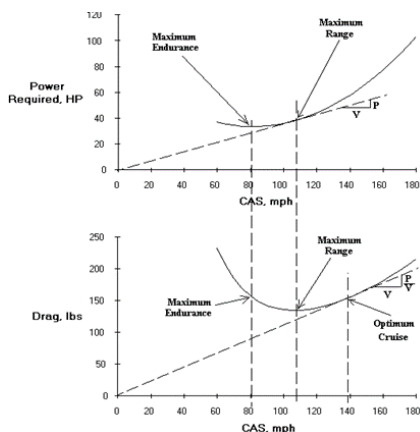
7.1. Bezpilota lidaparāta lidošanas parametru optimizācija

Lidaparāts bez dzinējā nevar pats pacelties, bet var planēt un piezemēties, ka to dara planieri.

Parasti vispārējās nozīmes aviācijas un transporta lidaparātu planēšanas uzplūdes leņķis ir ap $5-7^\circ$. Planēšanas lidojuma sniegums pacelšanās, nosēšanās un brīvā lidojuma laikā ir atkarīgs no vairākiem faktoriem: konstrukcijas, laika apstākļiem, vēja un citām atmosfēras parādībām.

Šajā nodaļā tiks aprēķināti planēšanas lidojuma parametri, lai analizētu lidojuma sniegumu un iegūtu lidaparātam iespējami labāko planēšanas lidojuma stāvokli, lai nodrošinātu maksimālu lidojuma ilgumu. Attēlā zemāk (sk.att.7.1.) parādītais pretestības polārais grafiks attēlo parametru atšķirību dažādos lidojuma gadījumos: maksimālam ilgumam un maksimālam attālumam. Pretestības polārais grafiks ir lidaparāta pretestības atkarībā no lidošanas ātruma grafiks. Lidošanas ātrums ir izteikts kalibrētajā ātrumā (*CAS – Calibrated Air Speed*) [14; 31].

Iepriekš minētie parametri ir ļoti svarīgi planēšanas lidojumam. Lai analizētu lidojuma sniegumu, tiks izmantots pretestības polārais grafiks, kura divi veidi ir parādīti att.7.1. zemāk, kā piemēri [11, 13].



7.1. att. Pretestības polārā grafika piemērs [53].

Planēšanas lidojums

Kad dzinējs nedarbojas, ($T = 0$), nepieciešams uzturēt ātrumu planēšanas lidojumam, un, lidaparātam jābūt tādā stāvoklī, kurā planēšanas leņķis ir mazākais, kas nodrošina minimālu

augstuma pazemināšanās pakāpi (*Rate of Descent*) [14; 31]. Pārvietošanās vienādojumi ir sekojoši:

$$0 - D - W \times \sin \gamma = m \times \dot{V} = 0 \quad (7.1.)$$

$$L - W \times \cos \gamma = m \times V \times \dot{\gamma} = 0, \quad (7.2.)$$

kur γ ir lidojuma virziena leņķis starp ātruma vektoru un lidaparāta x ass vektoru uz horizontāles.

Izdalot vienu vienādojumu ar otru iegūstam:

$$\tan \gamma = -\frac{D}{L} = -\frac{1}{\frac{L}{D}} \quad (7.3.)$$

Varam definēt planēšanas leņķi, kā negatīvu pret lidojuma virzienu, tad iegūstam sekojošu vienādojumu:

$$\tan \gamma_1 = \frac{1}{\left(\frac{L}{D}\right)}, \quad (7.4.)$$

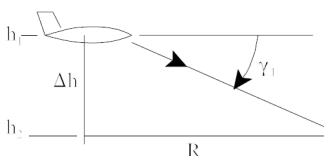
kur γ_1 ir pozitīvs planēšanas leņķis.

No augstāk minētiem datiem varam izdarīt sekojošus secinājumus:

- planēšanas leņķis ir atkarīgs tikai no L/D attiecības un neatkarīgs no lidaparāta svara;
- vismazākais planēšanas leņķis būs pie maksimālas L/D attiecības.

Planēšanas tālums

Planēšanas tālums ir distance (R), kuru lidaparāts nolido virs zemes virsmas planēšanas nosēšanās (lidojuma) laikā, to var redzēt attēlā 7.2.:



7.2. att. Planēšanas lidojuma parametri [53].

No att.7.2. var redzēt, ka:

$$\tan \gamma_1 = \frac{h_1 - h_2}{R} = \frac{-\Delta h}{R} \quad (7.5.)$$

vai

$$R = \frac{h_1 - h_2}{\tan \gamma_1} = \frac{L}{D} \times (h_1 - h_2) \quad (7.6.)$$

Kā redzams no vienādojuma augstāk, planēšanas lidojuma tālums ir atkarīgs no L/D un Δh . Kā arī maksimālais attālums ir pie maksimālās L/D attiecības, kas nozīmē, ka maksimālais planēšanas tālums ir lidojot ar minimālās pretestības ātrumu V_{md} [14; 31].

1. Maza planēšanas leņķa pieņēmums (*Small Glide Angle Assumption*).

Planēšanas leņķis gandrīz vienmēr ir mazs līdzsvarotai planēšanai. Pie šādiem apstākļiem var veikt sekojošu tuvinājumu ($\gamma_1 \ll \pi$):

$$\cos \gamma_1 \approx 1 \rightarrow \sin \gamma_1 \approx \tan \gamma_1 \approx \gamma_1 \approx \frac{1}{\left(\frac{L}{D}\right)} \quad (7.7.)$$

Šī pieņēmuma svarīgākais rezultāts ir, ka var veikt sekojošu tuvinājumu:

$$L = W \times \cos \gamma \approx W \rightarrow V = \sqrt{\frac{2 \times W}{\rho \times S \times C_L}}, \quad (7.8.)$$

un varam izmantot svaru, lai aprēķinātu ātrumu [8, 17].

2. Augstuma uzņemšanas ātrums (*Rate of Climb (Sink)*).

Augstuma uzņemšanas ātrums tiek izteikts ar sekojošu vienādojumu:

$$\dot{h} = V \times \sin \gamma \quad (7.9.)$$

No vienādojuma (7.9.), var izslēgt $\sin \gamma$ un iegūt:

$$\dot{h} = -V \times \frac{D}{W} \approx -V \times \frac{D}{L} = -V \times \frac{C_D}{C_L} = -\sqrt{\frac{2 \times W}{\rho \times S \times C_L}} \times \frac{C_D}{C_L} \quad (7.10.)$$

vai

$$\dot{h} = -\sqrt{\frac{2 \times W}{\rho \times S}} \times \frac{C_D}{C_L^{3/2}} \quad (7.11.)$$

Augstuma uzņemšanas ātrums ir negatīvs (tad tas ir augstuma pazemināšanās ātrums (*sink rate*)) un tas ir saistīts ar lielumu $C_D/C_L^{3/2}$. Ja nepieciešams minimizēt augstuma pazemināšanās ātrumu, jāminimizē $C_D/C_L^{3/2}$ attiecība. Rezultātā iegūstam sekojošus pieņēmumus [13, 14]:

a) lai iegūtu maksimālu tālumu, jādarbojas pie maksimālās L/D attiecības stāvokļa (minimālas pretestības);

b) lai iegūtu maksimālu lidojuma ilgumu (minimālu augstuma pazemināšanās ātrumu), jādarbojas minimālas nepieciešamās jaudas patēriņa stāvoklī.

3. Augstuma pazemināšanās laiks (*Time to Descend*).

Augstuma pazemināšanās pakāpe ir atkarīga no lidojuma augstuma (dēļ gaisa blīvuma – ρ). Lai iegūtu precīzu augstuma pazemināšanās laiku, aprēķinos jāiekļauj gaisa blīvuma mainīgais lielums. Ja pieņemam, ka izmaiņas augstumā ir relatīvi nelielas (šajā gadījumā tas ir mazāk par 50 m), un pieņemam, ka blīvums un uzplūdes leņķis (*AoA - the angle of attack*) ir nemainīgi, tad iegūstam sekojošu vienādojumu:

$$\text{Time Of Flight} = \text{TOF} = \frac{-\Delta h}{\dot{h}}, \quad (7.12.)$$

kur \dot{h} ir pieņemta konstante. \dot{h} vērtība tiek aprēķināta pusceļā starp sakuma un beigu augstumiem. Lielu augstumi tiek sadalīti vairākos mazos [14; 31].

4. Bezpilota lidaparāta sistēmas lidaparāta labākais planēšanas sniegums.

Lai konstruējamam BPLAS lidaparātam iegūtu labāko planēšanas sniegumu, šajā konstruēšanas fāzē nepieciešams noteikt pretestības polāro vienādojumu, kas tiek izteikts sekojošā formā:

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \times AR \times E} \quad (7.13.)$$

vai

$$C_D = C_{D0} + K \times C_L, \quad (7.14.)$$

kur K ir inducētais pretestības korekcijas koeficients.

Tā kā pretestības un celšanas spēki ir atkarīgi no Maha skaitļa, Reinoldsa skaitļa un spārna ģeometriskās formas, kas tika aprēķināti un noteikti iepriekšējos konstruēšanas soļos, tad parametri tiek ņemti no šīm aprēķina daļām un parādīti turpmāk [14; 31].

Planēšanas lidojuma sniegums

Tabulā zemāk ir parādīti BPLAS lidaparāta parametri, kas tiks izmantoti aprēķiniem.

Lidaparāta parametri

| | |
|--|-------------------------------|
| Lidaparāta svars | $m = 7.8792 \text{ kg}$ |
| Spārņa references laukums | $S = 1.1102 \text{ m}^2$ |
| Konstruktīvie planēšanas lidojuma augstumi | $h_1 = 350 \text{ m}$ |
| | $h_2 = 400 \text{ m}$ |
| Gaisa blīvums planēšanas augstumā | $\rho = 1.184 \text{ kg/m}^3$ |
| Gravitācijas paātrinājums | $g = 9.80665 \text{ m/s}^2$ |
| Spārņa priekšējās malas slīpuma leņķis | $\Lambda_{LE} = 32.95^\circ$ |
| Spārņa garuma platuma attiecība | $AR = 5$ |

Planēšanas lidojuma sniegums tika novērtēts izmantojot divas metodes. Viena metode pamatojās uz maksimālo L/D attiecības vērtību, bet otra uz labāko planēšanas ātrumu.

Izmantojot augstāk parādītos vienādojumus planēšanas lidojuma sniegums, pamatojoties uz maksimālo L/D attiecības vērtību, tika veikts divos veidos – maksimālam lidojuma ilgumam un maksimālam tūlumam.

Atšķirība starp abiem augstāk minētiem veidiem ir tajā, ka maksimālais lidojuma ilgums ir pie minimālā augstuma samazināšanās ātruma, kas notiek lidojuma stāvoklī, kad nepieciešama minimālā jauda. Savukārt maksimālā tūluma lidojums ir minimālās pretestības (*max L/D*) lidojuma gadījumā.

1. Planēšanas lidojuma snieguma aprēķinam pamatojoties uz labāko planēšanas ātrumu tika izmantota Aerospace Toolbox™ programma [58].

Labākais planēšanas lidojuma ātrums tiek aprēķināts pēc sekojoša vienādojuma:

$$TAS_{bg} = \sqrt{\frac{2 \times W}{\rho \times S}} \times \left[\frac{1}{4 \times C_{D0}^2 + C_{D0} \times \pi \times e \times AR \times \cos^2 \Phi} \right]^{\frac{1}{4}}, \quad (7.15.)$$

kur TAS_{bg} – patiesais ātrums gaisā (*True AirSpeed*).

Labāko planēšanas uzplūdes leņķi aprēķina pēc sekojoša vienādojuma:

$$\sin \gamma_{bg} = - \sqrt{\frac{4 \times C_{D0}}{\pi \times e \times AR \times \cos^2 \Phi + 4 \times C_{D0}}}. \quad (7.16.)$$

Minimālo pretestību planēšanas lidojuma laikā aprēķina pēc sekojoša vienādojuma:

$$D_{\min} = D_{bg} = \frac{1}{2} \times \rho \times TAS_{bg}^2 \times S \times 2 \times C_{D0} = -W \times \sin \gamma_{bg}. \quad (7.17.)$$

Labāko planēšanas lidojuma cēlējspēku aprēķina pēc sekojoša vienādojuma:

$$L_{bg} = L_{\max} = W \times \cos \gamma_{bg} = \sqrt{W^2 - D_{bg}^2} \quad (7.18.)$$

Pēc iepriekš iegūtiem rezultātiem, tiek aprēķināti planēšanas pretestības un celšanas koeficienti:

$$C_{D_{bg}} = \frac{D_{bg}}{q \times S} \quad (7.19.)$$

un

$$C_{L_{bg}} = \frac{L_{bg}}{q \times S}. \quad (7.20.)$$

Aprēķinu precizitāte tiek pārbaudīta konstruējot pretestības un celšanas-pretestības koeficientu attiecības grafikus atkarībā no kalibrētā ātruma (*CAS – Calibrated Air Speed*).

Parazītiskais pretestības spēks tiek aprēķināts pēc sekojoša vienādojuma:

$$D_p = \frac{1}{2} \times \rho \times S \times C_{D0} \times TAS^2. \quad (7.21.)$$

Inducēto pretestību aprēķina pēc sekojoša vienādojuma:

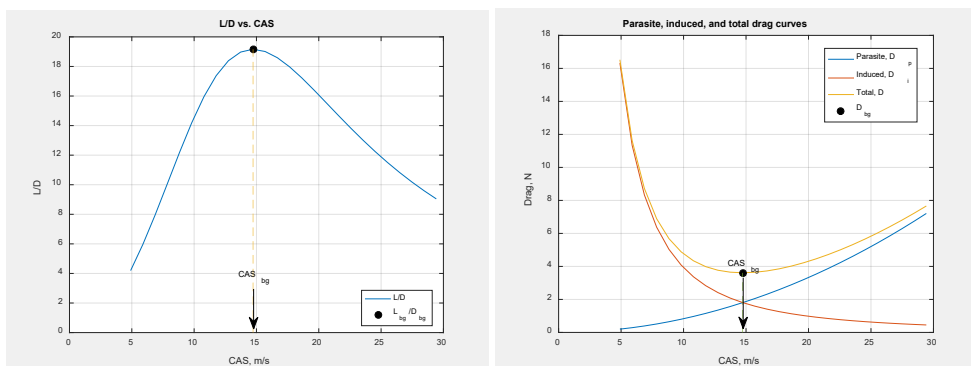
$$D_i = \frac{2 \times W^2}{\rho \times S \times \pi \times e \times AR} \times \frac{1}{TAS^2}. \quad (7.22.)$$

Attiecīgi kopējās pretestības vienādojums:

$$D = D_p \times D_i. \quad (7.23.)$$

Kā tika paredzēts maksimālā *L/D* attiecība ir aptuveni pie aprēķinātās labākās planēšanas ātruma vērtības, kas parādīts arī grafikā.

Celšanas un pretestības spēka *L/D* attiecības atkarībā no *CAS* grafiks un parazītiskās, inducētās un kopējās pretestības līknes:



7.3. att. *L/D* attiecības atkarībā no *CAS* grafiks un pretestības spēka līknes.

Planēšanas lidojuma snieguma aprēķins tika veikts *MATLAB* programmā, kura kodu var redzēt 8.pielikumā.

Minimālā kopējā pretestība (*D_bg*) ir pie aprēķinātās labākās planēšanas ātruma vērtības, kas tika aprēķināta augstāk.

Rezultāti, kas aprēķināti *MATLAB Aerospace Toolbox™* programmā daļēji sakrīt ar rezultātu, kas tika iegūts aprēķinu pirmajā daļā maksimālās distances parametram, atšķirība ir tikai ātruma parametrā. Ja rezultātus salīdzina ar piemēra grafikiem attēlā 7.1., tad jāsecina, ka maksimālais distances parametri atbilst minimālā kreisēšanas ātruma lidojumam, bet *MATLAB Aerospace Toolbox™* programmā aprēķinātie parametri atbilst maksimālās distances planēšanas lidojumam, bet pretestības koeficienta parametram vajadzēja būt nedaudz lielākam. Maksimālā ilguma planēšanas parametri atbilst grafikā attēlotajam nosacījumam [58].

Aprēķina rezultātu salīdzinājuma tabula

| Lidojuma veids → | Max distance | Max ilgums | Planēšanas ātrums |
|---------------------------------|-----------------|------------|----------------------|
| Distance | 957.82 m | 829.56 m | - |
| Ilgums (TOF) | 53.87 s | 61.50 s | - |
| C_{Lmd} | 0.5314 | 0.92048 | 0.53157 |
| C_{Dmp} | 0.02774 | 0.05548 | 0.02774 |
| γ_1 | 2.9882° | 3.45° | 2.9873° |
| V_g | 17.78 m/s | 13.51 m/s | 14.7268 m/s |
| $\left(\frac{L}{D}\right)_{md}$ | 19.1564 | 16.5912 | 19.1625 |
| D_{bg} | - | - | 3.6111 N |
| L_{bg} | - | - | 69.1989 N |

Vadoties pēc iegūtajiem parametriem tika veikta parametru pārbaude *CFD OpenVSP* programmā. Sākuma pārbaude tika veikta uz planēšanas lidojuma sniegumu. Attiecīgi pēc aprēķiniem programmā tika iegūti sekojoši parametri – kreisēšanas lidojuma/maksimālais celtspējas koeficients $C_L = 0.51$ un attiecība $L/D = 27.50$, kas ir redzams 20.pielikuma 1. un 2. attēla grafikos. No grafika L/D pret α , 20.pielikuma 1.attēlā, var nolasīt, ka attiecības maksimums ir uzplūdes leņķa $\alpha = 3.2^\circ$, kas ir planēšanas uzplūdes leņķis un attiecīgi veido 7.8° un 6.3° grādus spārna iekšējai un ārējai sekcijām. Sekojošos 20.pielikuma 3. un 4.attēlā ir parādīta virpuļošanās un spiediena parametri planēšanas ātrumam 14.12 m/s. 20.pielikuma 5. līdz 8.attēlā ir parādīts sniegums spārnam ar vingletu pie tā paša planēšanas ātruma. No rādītājiem redzams, ka pie mazāka ātruma vinglets darbojas efektīvāk, virpuļojumu veidošanās ir vairāk nekā 3.5 reizes mazāka (0.00123) nekā bez vingletiem (-0.00447). Kā arī celtspējas koeficients ir pieaudzis par 7.8 %.

Tāpat tika veikta BPLA parametru noteikšana ar skaitļošanas šķidrums dinamikas (*Computational Fluid Dynamics*) programmu *ANSYS Fluent*. Sākumā programmā *ANSYS ICEM* tika sagatavots domēna režģis un tīkls, kurā smalkāks un blīvāks tīkls tika sagatavots BPLA tuvumā, lai labāk uztvertu plūsmu robežslāni. Sagatavotais domēna režģis un tīkls ir parādīts 21.pielikuma 1.attēlā.

Skaitļošanai izmantotais BPLA modelis ir parādīts 21.pielikuma 2.attēlā.

CFD skaitļošana tika veikta *ANSYS Fluent* programmā pie standarta atmosfēras apstākļiem, tas ir, gaisa blīvuma $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$, dinamiskās viskozitātes $\mu = 1.7894 \times 10^{-5} \text{ kg/m} \times \text{s}$. Tika izmantots $k-\omega$ SST turbulences modelis. Skaitļošana tika veikta uzplūdes leņķa diapazonā $\alpha = 0^\circ \div 8^\circ$ un ātruma 10 m/s.

Pēc iegūtajiem skaitļošanas rezultātiem tika uzkonstruēti C_L , C_D un C_L/C_D attiecības variācijas pret uzplūdes leņķa α izmaiņām grafiki. 21.pielikuma 3.attēlā ir parādīts C_L pret α variācijas grafiks, kur redzams cēlējspēka koeficienta C_L pakāpenisks pieaugums uzplūdes

leņķa diapazonā no 0° līdz 5° (līdz aptuveni 6°), tālāk, uzplūdes leņķim palielinoties, cēlējspēka koeficients C_L straujī samazinās.

21.pielikuma 4.attēlā ir parādīts C_D pret α variācijas grafiks, kur attiecīgi redzams pretestības spēka koeficienta C_D eksponenciāls pieaugums visā uzplūdes leņķa α diapazona, bet pēc 4° , kas atbilst iekrišanas momentam, tas paliek straujāks.

21.pielikuma 5.attēlā ir parādīts C_L/C_D attiecības pret α variācijas grafiks. No tā redzams, ka maksimālās C_L/C_D attiecība ir pie uzplūdes leņķa $\alpha = 0^\circ$, vai pat iespējams, neliela, negatīva leņķa.

21.pielikuma 6., 7. un 8. attēlā ir parādītas ātruma kontūras 0.5 m attālumā no BPLA centrālās ass, attiecīgi pie 0° , 6° un 8° uzplūdes leņķiem. Pie 6° uzplūdes leņķa ir ievērojama plūsmas atdalīšanās par vairāk nekā 90% spārna hordas garuma. Pie 8° uzplūdes leņķa plūsma ir pilnībā atdalījusies no spārna augšējās virsmas, kas raksturo iekrišanas stāvokli.

Ātruma plūsmas līniju attēlojumu, pie 0° uzplūdes leņķa var redzēt 21.pielikuma 9.attēlā, kur arī var novērot virpuļu veidošanos vingletu galos. Aiz BPLA veidojošos lejup-nošķiebtu plūsmu (*downwash*) var redzēt 21.pielikuma 10.attēlā.

Pilnīga plūsmas atdalīšanās notiek pie 6° , kas redzams 21.pielikuma 11.attēlā un arī parādīts cēlējspēka koeficienta C_L pret uzplūdes leņķi α variācijas grafikā 21.pielikuma 3.attēlā.

Pārbaude *CFD* programmā sniedza apstiprinošu informāciju par iepriekš iegūtajiem datiem spārna konstruēšanas procesā, kad tika izvēlēts spārna šķērsriezuma profils, kur iekrišanas uzplūdes leņķis izvēlētajiem profiliem ir $\sim 10^\circ$ (sk. 6.2.tabulu). Ņemot vērā veikto pārbaudi *CFD*, ar BPLA uzplūdes leņķi 6° un spārna iestatījuma leņķi, tad *CFD* pārbaudē iegūtie iekrišanas leņķi attiecīgi ir $9,1^\circ$ un $10,6^\circ$. *CFD* pārbaudē izmantotais plūsmas ātrums (10 m/s) vairāk atbilst BPLA planēšanas lidojuma ātrumam, kas ir lēnāks nekā kreisēšanas lidojuma ātrums un kurā tiek izmantota BPLA maksimālā L/D attiecības vērtība. Iepriekš programmā *MATLAB* noteiktās vērtības optimālākajam planēšanas lidojumam konstruējamam BPLA ir attiecīgi $V_{bg} = 14.9 \text{ m/s}$ un $L/D_{max} = 15.97$. *CFD* pārbaudē iegūtā maksimālā L/D attiecības vērtība ir $\sim 15,2$.

Tika veikta BPLA sistēmas lidaparāta lidojuma parametru aprēķins *MATLAB* programmā. Aprēķina kodu var redzēt 18.pielikumā. Aprēķina rezultātā tika iegūti sekojoši parametri [59]:

$$AoA = 0.72312^\circ$$

$$(L/D)_{max} = 16.59$$

$$CAS_{bg} = 15.83 \text{ m/s}$$

$$\gamma_{bg} = -3.45^\circ$$

$$Cd_{bg} = 0.02774$$

$$Cl_{bg} = 0.46035$$

$$D_{bg} = 4.7265 \text{ N}$$

$$L_{bg} = 78.4376 \text{ N}$$

$$CAS_{oc} = 21.84 \text{ m/s}$$

$$D_{oc} = 5.4152 \text{ N}$$

$$CAS_{mr} = 15.64 \text{ m/s}$$

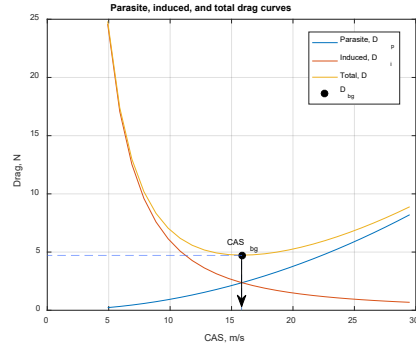
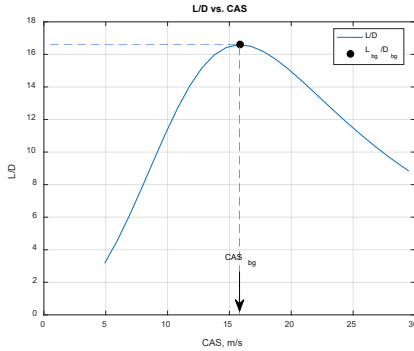
$$P_{mr} = 74.188 \text{ W}$$

$$CAS_{me} = 11.92 \text{ m/s}$$

$$P_{me} = 67.0123 \text{ W}$$

$$P_{oc} = 123.1382 \text{ W}$$

Galējie snieguma parametri attēloti grafikos zemāk:



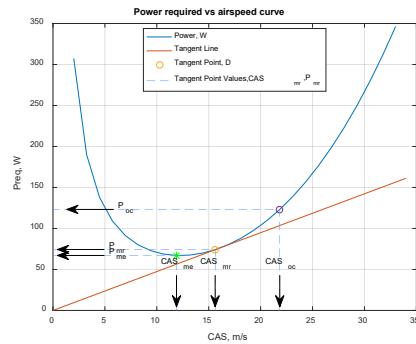
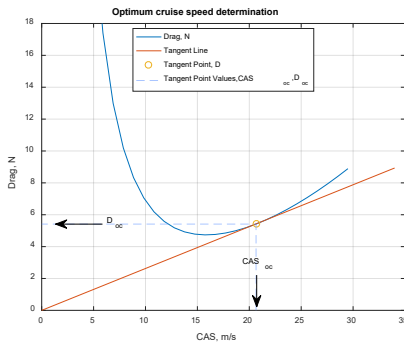
7.4. att. L/D attiecības atkarībā no CAS grafiks un pretestības spēka līknes un tam atbilstošais planēšanas lidojuma ātrums ($CAS_{bg} = 15.8295 \text{ m/s}$).

Atbilstoši aprēķinam optimālā kreisēšanas lidojuma ātrumā jaudas patēriņš ir $P_{oc} = 123.14 \text{ W}$, kas nozīmē, ka maksimālais lidojuma ilgums atbilstoši izvēlētajam akumulatoru baterijas tipam ir:

$$T = \frac{C}{P_{oc}} = \frac{849}{123.14} = 6.89 \text{ h.} \quad (7.24.)$$

Ņemot vērā pārējo patērētāju vidējo patēriņu 23 W (sk.5.2.nodaļu), kas sastāda kopā 146.14 W , tad:

$$T = \frac{C}{P} = \frac{849}{146.14} = 5.81 \text{ h.} \quad (7.25.)$$



7.5. att. Optimālā kreisēšanas lidojuma ātruma un maksimālā ilguma lidojuma ātruma noteikšanas grafiki ($CAS_{oc} = 21.84 \text{ m/s}$, $CAS_{mr} = 15.64 \text{ m/s}$, $CAS_{me} = 11.92 \text{ m/s}$).

Lidaparāta stabilitātes, līdzsvara un svara sadalījuma noteikšana

Viena no lietām, kas konstruēšanas procesā ir jānoskaidro, ir CG vietas stāvoklis – fiksēts vai mainīgs. Svara sadalījums lidaparātam ar fiksētu CG atrašanās vietu ir vienkāršāk nosakāms nekā ar mainīgu. Lai gan bezpilota lidaparāts ir ar elektro piedziņu, kas nozīmē, ka nenotiks

svara izmaiņas atkarībā no nolidojuma laika, kā arī konstruktīvi paredzēta ir tikai *EO/IR* sensora izmantošana, ir nepieciešams pieņemt mainīgu *CG* atrašanās vietu un noteikt diapazonu. Tas nepieciešams dēļ sensora kustības mērķa objekta novērošanas laikā, kā arī paredzot iespēju, ka tiks izmantoti citi sensoru veidi un papildus lietderīgās slodzes elementi.

Smaguma centra atrašanās vieta uz *z*-ass ietekmē gan virziena stabilitāti, gan virziena kontrolējamību. *CG* atrašanās vietai uz *z*-ass arī nosaka diapazonu.

Ideāla garenvirziena *CG* atrašanās vieta ir tāda, kad lidaparātam nav nepieciešama nekāda horizontālās aste vai šajā konstruēšanas gadījumā – elevonu, papildus darbība, lai iestatītu lidojuma garenvirzienā. Tas samazina pretestību, tātad arī degvielas patēriņi. Tātad smaguma centram uz *x*-ass jāatrodas tādā vietā, lai spārna nulles-celtspējas garenšūpošanās un spārna/korpasa garenvirziena celtspējas momentu summa pret *y*-asi būtu nulle (*CG* izvietojums uz *x*-ass).

Optimāla smaguma centra laterālā atrašanās vieta ir tā, kur nav nepieciešama nekāda eleronu vai šajā konstruēšanas gadījumā – elevonu (diferencēta darbība) darbība, lai iestatītu lidaparāta laterālu lidojuma stāvokli (spārna horizontālu stāvokli) uz *x*-ass. Tas nozīmē, ka lidaparātam jābūt simetriskam *xz*-plaknē un *CG* jāatrodas uz korpasa centrālās ass.

Ideāla smaguma centra atrašanās vieta ir tur, kur lidaparātam būs vismazākais inerciālās masas moments ap *x*-asi. Tas nodrošinās vislabāko laterālo kontroli (*CG* izvietojums uz *y*-ass).

Smaguma centra pārvietošana pa *z*-asi nosaka tā attālumu līdz *x*-asij. Tas nozīmē, ka komponentu izvietojumam jābūt tādā, lai *CG* būtu pēc iespējas tuvāk *x*-asij (*CG* izvietojums uz *z*-ass).

Vissvarīgākais no minētajiem ir smaguma centra izvietojums uz *x*-ass. *CG* garenvirziena atrašanās vieta ietekmē ne tikai garenvirziena kontroli, garenvirziena stabilitāti, garenvirziena iestatīšanu, garenvirziena vadības kvalitāti, pacelšanās un nosēšanās sniegumu, bet arī operacionālās izmaksas/darbības ilgumu un arī elevonu konstrukciju.

Kā jau iepriekš tika minēts, aerodinamiskā centra atrašanās vieta ir 25% attālumā no spārna vidējās aerodinamiskās hordas *MAC*. Tā kā lidaparāta korpusam arī piemīt celtspēja, tad aerodinamiskais centrs tiek novirzīts ΔX_{fus} vērtību. Parasti novirze ir uz priekšu. Šo novirzi sauc par *Munk Shift* [14; 31].

Vispārīgās nozīmes aviācijā smaguma centra diapazons vidēji ir 10 – 20 % robežās no *MAC*, kas tiek pieņemts arī šajā konstruēšanas gadījumā. Tas ir 37.25 – 74.5 mm robežās ar pieņemtu konstruktīvo vidējo vērtību - $X_{CG} = 56$ mm no spārna priekšējās malas virsotnes uz *x*-ass, kas ir 15 % no *MAC* vērtības.

Lidaparāta smaguma centra aprēķins

1. Solis. Lidaparāta maksimālais pacelšanās svars.

Ņemot vērā izvēlēto komponentu svaru, kā arī papildu konstrukciju lidaparāta moduļveida sistēmas izgatavošanai, kopējais lidaparāta pacelšanās svars sastāda $m_{TO} = 7.8792$ kg.

BPLA sistēmas lidaparāta komponentu svara un izvietojuma
iekšējā koordinātu sistēmā parametru tabula

| Komponents | x, m | y, m | z, m | Svars, kg |
|--|-------|-------|-------|-----------|
| Spārns | 0.605 | 0.000 | 0.020 | 0.827 |
| Korpuss | 0.410 | 0.000 | 0.000 | 2.108 |
| Elektromotora modulis | 0.890 | 0.000 | 0.000 | 0.356 |
| Akumulatora-baterijas modulis | 0.270 | 0.000 | 0.000 | 3.700 |
| Avionikas modulis | 0.390 | 0.000 | 0.000 | 0.213 |
| Lietderīgās slodzes modulis | 0.090 | 0.000 | 0.020 | 0.300 |
| Kopā, kg: | | | | 7.504 |
| Papildus elementu svars 5% apmērā no kopējā svara, g | | | | 0.3752 |
| Pavisam kopā, kg: | | | | 7.8792 |

Tātad:

$$W_{TO} = m_{TO} \times g = 7.8792 \times 9.81 = 77.294952 \text{ N}. \quad (7.26.)$$

2. Solis. Smaguma centra garenvirziena koordināte maksimālajam pacelšanās svaram.

$$X_{CG} = \frac{\sum_{i=1}^7 m_i \times x_{cgi}}{\sum_{i=1}^7 m_i} = \frac{0.5003+0.8643+0.3168+0.999+0.0831+0.027+0.0848}{7.8792} = 0.3649 \text{ m}. \quad (7.27.)$$

3. Solis. CG attālums līdz spārna priekšējās malas virsotnei.

$$X_{CG} - X_{LEA} = 0.3649 - 0.267 = 0.0979 \text{ m}. \quad (7.28.)$$

4. Solis. Attālums starp spārna priekšējās malas virsotni un spārna priekšējo malu pie MAC.

$$\frac{c_r - MAC}{2} = \frac{0.4562 - 0.372525}{2} = 0.0418 \text{ m}. \quad (7.29.)$$

5. Solis. Attālums starp CG un spārna priekšējo malu pie MAC.

$$X_{CG-LE} = X_{CG} - X_{LEA} - \frac{c_r - MAC}{2} = 0.0979 - 0.0418 = 0.0561 \text{ m}. \quad (7.30.)$$

6. Solis. CG atrašanās vieta pēc MAC.

$$h = \frac{X_{CG-LE}}{MAC} = \frac{0.0561}{0.372525} = 0.15059. \quad (7.31.)$$

Lidaparāta smaguma centrs atrodas 15.06 % MAC attālumā no spārna priekšējās malas virsotnes.

Lidaparāta masas inerces momenta aprēķins

Ir nepieciešams, lai lidaparāta elementu svars tiktu sadalīts tā, lai inerces momenti neveicinātu griešanās kustību. Inerces spēka (I_{xx} , I_{yy} , I_{zz}) lielums un zīme, tas ir, virziens, ļoti ietekmē rūdera, vai šajā konstruēšanas gadījumā eļevonu, darbības efektivitāti, bet tātad arī atgūšanos no grīstes stāvokļa. Ja garsveres (I_{yy}) un velšanās (I_{xx}) inerces momenta spēki ir līdzīgi, tad to ietekme ir maza un atgūšanās no grīstes ir viegla.

Tātad lidaparāta kontrolējamību un manevrēšanas spēju ietekmē arī lidaparāta masas inerces moments. Svara sadalījums uz x-ass ietekmē masas inerces momentu ap y-asi un z-asi, tātad garsveres (*longitudinal pitch*) un virziena (*yaw*) kontroli. Svara sadalījums uz y-ass

ietekmē masas inerces momentu ap x-asi un z-asi, tātad velšanās (*lateral roll*) un virziena (*yaw*) kontroli. Svara sadalījums uz z-ass ietekmē masas inerces momentu ap x-asi un y-asi, tātad velšanās (*lateral roll*) un garensveres (*longitudinal pitch*) kontroli.

Masas inerces momentu cietam ķermenim ar masu m aprēķina pēc sekojoša vienādojuma:

$$I = m \times r^2, \quad (7.32.)$$

kur r ir perpendikulārais attālums no objekta masas malas līdz rotācijas asij, ja pieņem, ka rotācijas ass iet caur objekta smaguma centru.

Lai aprēķinātu masas inerces momentu objektam, kas sastāv no vairākām daļām n , no kurām katrai ir masa dm , izmanto integrēšanu, lai iegūtu summāro masas inerces momentu visam objektam.

$$I = \sum_{i=1}^n m_i \times r_i^2. \quad (7.33.)$$

Ja rotācijas ass atšķiras no objekta smaguma centra, tad pielieto paralēlo asu teorēmu, lai pārnestu inerces momentu no objekta cg uz rotācijas asi. Inerces momentu ap jebkuru asi var aprēķināt ar inerces momentu ap paralēlo asi, kas iet caur smaguma centru CG . Paralēlo asu teorēmas vienādojums ir sekojošs:

$$I_o = I_c + m \times d^2, \quad (7.34.)$$

kur I_o un I_c ir attiecīgi inerces moments ap rotācijas asi un objekta smaguma centru.

Lidaparātam ir sarežģīta konstrukcija, tāpēc masas inerces momenta aprēķinos konstrukcijas elementus pielīdzina standarta formām – cilindrs, taisnstūris, prizma, utt. Arī šajā konstruēšanas gadījumā tas tiks darīts un aprēķiniem izmantoti (7.33.) un (7.34.) vienādojumi [14; 31].

Aprēķins tika veikts *MATLAB* programmā, kura kodu var redzēt 16.pielikumā. Tika iegūti sekojoši rezultāti:

$$I_{xx} = 0.486 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

$$I_{yy} = 0.647 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

$$I_{zz} = 1.119 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

Konstruēšanas mērķu rezultāti

Ņemot vērā iegūtos rezultātus, tiek sastādīta konstruēšanas mērķu rezultātu tabula.

7.4. tabula

Konstruēšanas mērķu izpildes

| Nr. p.k. | Parametrs | Prasība | Sasniegtais rezultāts | Piezīmes |
|----------|--------------------------------|---------------|-----------------------|--|
| 1. | <i>MTOW</i> | līdz 9 kg | 7.8792 kg | Aprēķina svars. |
| 2. | Dzinēja veids | Elektromotors | √ | - |
| 3. | Lidojuma ilgums | > 300 min | 348.6 min | - |
| 4. | Lietderīgais lidojuma augstums | > 300 m | 350 m | Ar aprēķiniem atbilstošu EO/IR sensoru pielāgojumu |
| 5. | Palaišanas augstums | < 5 000 m | 15 000 m | Autopilota maksimālais augstums |

| | | | | |
|----|--|--|---|--|
| 6. | Darbības attālums | vismaz 50 km | √ | Sasniedzams lietojot paaugstinātu jaudu, līdz pat 10 W |
| 7. | Lietderīgā slodze | EO/IR kamera | √ | Atsevišķi pielāgojama |
| 8. | Modulāra tipa lidaparāts, pārnēsājams mugursomā izjauktā veidā | Salikšanas laiks: < 10 min (gatavs palaišanai) | √ | Konstruēts atbilstoši prasībām, moduļveida. |
| 9. | Palaišanas sistēma | Palaižams ar roku | √ | Konstruēts atbilstoši izvīrītai prasībai. |

7.2. Bezpilota lidaparāta sistēmas lidaparāta optimizācija

Lidaparāta konceptuālajā konstruēšanas fāzē ir seši vissvarīgākie parametri optimizācijai:

- T/W vai P/W (noteikts dzinēja lielums pēc attiecības);
- W/S (noteikts spārna lielums pēc attiecības);
- Spārna relatīvā pagarinājuma attiecības (*AR – Aspect Ratio*);
- Spārna trapecveidīgums (*Taper Ratio*);
- Bultveidīguma leņķis (*Sweep*);
- Spārna šķērsriezuma platuma-garuma attiecība (*Airfoil t/c*).

Šie seši parametri nosaka tādu lidaparāta snieguma lielumus kā motora jaudu un spārna laukumu un parametrus, kas nosaka spārna pamata ģeometrisku formu. Šie parametri ir arī optimizācijas procesa pamatā lidaparāta konceptuālās konstruēšanas fāzē [27 – 29].

Papildus tiešajām izmaiņām analīzes parametru mainīgajiem, mainoties šiem konstruēšanas parametriem, lidaparāta analīzes parametri tiek mainīti sekojošā veidā:

- jauda mainās atkarībā no T/W vai P/W attiecības;
- spārna references laukums mainās pamatojoties uz W/S attiecību;
- spārna atklātās daļas laukums mainās balstoties uz W/S attiecību un piemērojot pēc lidaparāta korpusa platuma noņemtā laukuma daļas;
- astes daļas laukumi mainās pēc spārna laukuma $3/2$ pakāpē, lai pieturētos pie konstanta astes tilpuma koeficienta;
- maksimālais šķērsriezuma laukums viļņa pretestības aprēķinam mainās pēc spārna laukuma, *t/c* attiecības un spārna slīpuma leņķa *cos*, pieskaņojot kopējā šķērsriezuma laukuma sākotnējai procentuālai attiecībai;
- spārna šķērsriezuma priekšējās malas asuma parametrs (*DY*) mainās atkarībā no *t/c*.

Lidaparāta korpusa smalkuma pakāpe (*Fuselage Fineness Ratio*)

Lidaparāta korpusa pamata konstruktīvais parametrs ir tā smalkuma pakāpe (*f*), kas ir tā garuma un ekvivalentā diametra (diametrs, kas dod faktiskā šķērsriezuma laukuma vērtību) dalījums. Optimālā smalkuma pakāpe zemskāņas ātruma lidaparāta korpusiem ir 3 – 4.

Lai lidaparāta korpusam iegūtu optimālu formu, ir nepieciešams ievērot sekojošus priekšnosacījumus [27 - 29]:

- lai korpusa tilpums būtu nemainīgs, diametrs mainās pēc nosacījuma $(f_{old}/f_{new})^{1/3}$;

- astes daļas laukumi mainās inversi korpusa garumam, lai pieturētos nemainīgam astes tilpuma koeficientam;
- nosēšanās mehānisma garumu piemēro pēc astes daļas zemākā stāvokļa leņķa mainoties korpusa garumam;
- maksimālais šķērsriezuma laukums viļņa pretestības aprēķinam, mainās pēc korpusa diametra mainoties smalkuma pakāpei, pieskaņojot kopējā šķērsriezuma laukuma sākotnējai procentuālai attiecībai.

Tīrais konstruktīvais tilpums (*Net Design Volume*)

Tīrais konstruktīvais tilpums *NDV* ir lidaparāta iekšējais tilpums bez tilpuma, kas paredzēts degvielai – baterijām, dzinējam un lietderīgai slodzei. *NDV* parāda tilpumu, kas ir pieejams papildus komponentiem, bet kas uz doto brīdi nav zināmi, tādi kā lidaparāta struktūras stiprinājumi, aviācijas elektronika, vadu instalācija. Tādejādi *NDV* izmanto, lai nodrošinātos, ka konstrukcijai ir ticama ģeometrija un galējā stadijā tajā būs iekļauti visi nepieciešamie komponenti. *NDV* novērtējumu var izmantot, kā robežlielumu *MDO* optimizācijas procesā, lai uzlabotu konstrukciju, kas atbilst reālai situācijai optimālā veidā.

Konceptuālajā konstruēšanās fāzē tiek sagatavots lidaparāta plāns, kur redzams korpus, spārns un tā galvenie iekšējie komponenti dzinējs, baterija, aviācijas elektronika, lietderīgā slodze. Šis plāns neparāda visus sīkākos komponentus, kuri uz doto brīdi iespējams pat nav zināmi, bet tiem iepriekš ir paredzēta vieta. Neiekļaut tādus tilpumus, kā astes daļa un piloni, jo tie parasti nenodrošina lietderīgu tilpumu.

Pēc *NDV* iegūšanas, pamatojoties uz priekšmetu masām, kas saistītas ar *NDV*, tiek aprēķināts blīvums. Šis W_{ndv} ir tukš-svars bez degvielas un dzinēja. Spārna tilpumu novērtē nosakot spārna galotnes un pamata šķērsriezumu laukumus. Dzinēja tilpumu nosaka pēc diametra un garuma. Lietderīgās slodzes tilpumu nosaka tieši izmērot konstrukcijas mērus. Tā pat arī degvielas – baterijas tilpumu nosaka tieši izmērot bateriju. Lai izvērtētu konstrukciju jāņem vērā sekojošas masas – W_0 kopējā pacelšanās masa, W_e tukš-svars un W_{ndv} . Kā iepriekš tika minēts W_{ndv} svarā neiet iekšā baterijas un dzinēja masa. *NDV* tilpuma un masas aprēķinos ir pieļaujams iekļaut aviācijas elektronikas parametrus, kas nerada lielas izmaiņas rezultātā [27 – 29].

7.3. Nodaļas kopsavilkums un secinājumi

Šajā nodaļā veiktie aprēķini ļāva pārliecināties par konceptuālajā konstruēšanas procesā iegūto rezultātu atbilstību izvirzītajām prasībām. Iegūtie rezultāti apliecināja, ka konstruēšana iet pareizajā virzienā un rezultāti apmierina izvirzītās prasības.

8. BEZPILOTA LIDAPARĀTA EKSPERIMENTĀLAIS MODELIS

Eksperimentālam izmēģinājumam tika izmantots komerciāli pieejams lidojošā spārna modelis, kas parādīts 18.pielikumā. Eksperimentālā un konceptuālā bezpilota lidojošā spārna modeļu parametru salīdzinājums ir parādīts 8.1.tabulā zemāk.

8.1. tabula

Konceptuālā un eksperimentālā BPLA modeļu spārna parametru salīdzinājums

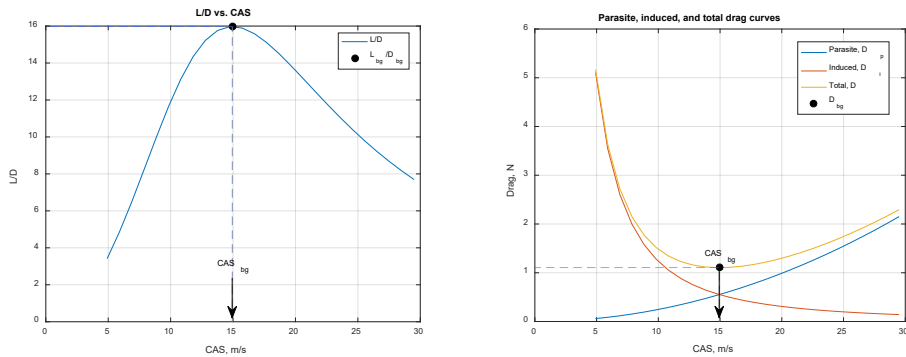
| Nr. p.k. | Nosaukums | Parametra apzīmējums | Konceptuālais modelis | Eksperimentālais modelis | Mērvienība | Mēroga atbilstība, % |
|----------|--|----------------------|-----------------------|--------------------------|----------------|----------------------|
| 1. | Lidaparāta svars | m | 7.88 | 1.8 | kg | 1:4.4 |
| 2. | Elektromotora jauda | P | 0.82 | 0.23 | kW | 1:3.6 |
| 3. | Propellera diametrs | D_p | 30.5 | 20.5 | cm | - |
| 4. | Propellera vītnes kāpums | P_p | 15.0 | 10.0 | cm | - |
| 5. | Spārna references laukums | S_{ref} | 1.1102 | 0.2911 | m ² | 1:3.8 |
| 6. | Relatīvais pagarinājums | AR_{eff} | 5.00 | 5.00 | - | - |
| 7. | Trapeceveidīgums | λ | 0.60 | 0.60 | - | - |
| 8. | Vēziens | b_{eff} | 2.356 | 1.206 | m | 1:1.95 |
| 9. | Vidējā aerodinamiskā horda | MAC | 0.471 | 0.241 | m | 1:1.95 |
| 10. | Spārna pamata horda | C_r | 0.577 | 0.295 | m | 1:1.95 |
| 11. | Spārna galotnes horda | C_t | 0.346 | 0.177 | m | 1:1.95 |
| 12. | Spārna priekšējās malas slīpuma leņķis | Δ_{LE} | 30.88 | 25.29 | grādi | - |
| 13. | Spārna ceturtdaļu-hordas slīpuma leņķis | $\Delta_{C/4}$ | 28.77 | 22.96 | grādi | - |
| 14. | Spārna aizmugurējās malas slīpuma leņķis | Δ_{TE} | 14.31 | 7.39 | grādi | - |
| 15. | Vidējās aerodinamiskās hordas attālums uz y-ass | Y | 0.540 | 0.276 | m | - |
| 16. | Neitrālā punkta attālums uz x-ass no spārna galotnes | X_n | 0.441 | 0.191 | m | - |

Eksperimentālā lidaparāta lidošanas parametru aprēķinam tiks izmantoti tie paši vienādojumi, kas tika izmantoti 7.nodaļā “BEZPILOTA LIDAPARĀTA SISTĒMAS IZSTRĀDES KOPSAVILKUMS”.

8.1. Bezpilota lidaparāta eksperimentālā modeļa lidošanas parametri

Planēšanas lidojuma sniegums

Celšanas un pretestības spēka L/D attiecības atkarībā no CAS grafiks un parazitiskās, inducētās un kopējās pretestības līknes:



8.1. att. L/D attiecības atkarībā no CAS grafiks un pretestības spēka līknes.

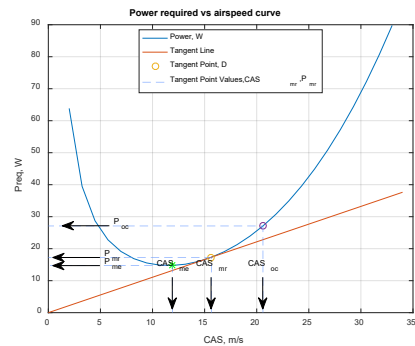
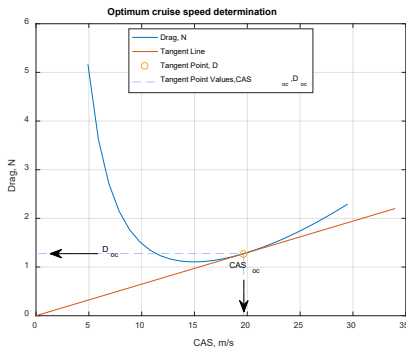
Planēšanas lidojuma snieguma aprēķins tika veikts *MATLAB* programmā, kura kodu var redzēt 16.pielikumā.

Mīnīmālā kopējā pretestība (D_{bg}) ir pie aprēķinātās labākās planēšanas ātruma vērtības, kas tika aprēķināta augstāk.

Tika veikta BPLA sistēmas lidaparāta lidojuma parametru aprēķins *MATLAB* programmā. Aprēķina kodu var redzēt 22.pielikumā. Aprēķina rezultātā tika iegūti sekojoši parametri [58]:

- $AoA = 0.6961$ degrees
- $L/D_{max} = 15.9696$ - coefficient
- $CAS_{bg} = 14.9322$ m/s
- $\gamma_{bg} = -3.5819$ degrees
- $Cd_{bg} = 0.02774$ - coefficient
- $Cl_{bg} = 0.44315$ - coefficient
- $D_{bg} = 1.1028$ N
- $L_{bg} = 17.6173$ N
- $CAS_{oc} = 19.6658$ m/s
- $D_{oc} = 1.2755$ N
- $CAS_{mr} = 15.64$ m/s
- $P_{mr} = 17.3094$ W
- $CAS_{me} = 11.92$ m/s
- $P_{me} = 14.7591$ W
- $P_{oc} = 27.0984$ W

Parametru grafiskais attēlojums:



8.2. att. Optimālā kreisēšanas lidojuma ātruma un maksimālā ilguma lidojuma ātruma noteikšanas grafiki ($CAS_{oc} = 19.66$ m/s, $CAS_{mr} = 15.64$ m/s, $CAS_{me} = 11.92$ m/s).

Atbilstoši aprēķinam optimālā kreisēšanas lidojuma ātrumā jaudas patēriņš ir $P_{oc} = 27.09$ W, kas nozīmē, ka maksimālais lidojuma ilgums atbilstoši izvēlētajam akumulatoru baterijas tipam ir:

$$T = \frac{C}{P_{oc}} = \frac{48.84}{27.10} = 1.802 \text{ h} \approx 108 \text{ min.} \quad (8.1.)$$

Eksperimentālā modeļa lidojuma dati un aprēķina parametri

No praktiskiem lidojumiem maksimālais lidošanas ātrums atkarībā no izvēlētas konfigurācijas var sasniegt no 50 līdz 70 km/h vai 13.89 – 19.4 m/s. Ņemot vērā iegūtos rezultātus tiek sastādīta lidošanas parametru salīdzināšanas tabula konceptuālajam un eksperimentālajam modeļiem.

8.2. tabula

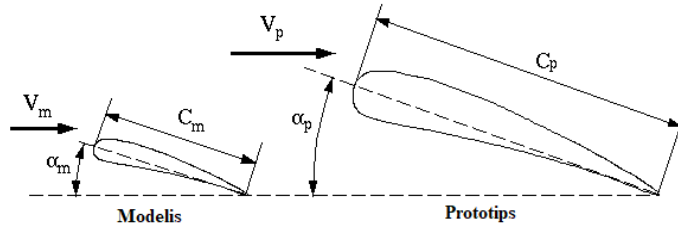
Rezultātu salīdzinājuma tabula

| Nr. p.k. | Konceptuālā modeļa parametri | Eksperimentālā modeļa parametri | Piezīmes |
|----------|-------------------------------------|-------------------------------------|--|
| 1. | $AoA = 0.72312$ degrees | $AoA = 0.6961$ degrees | - |
| 2. | $L/D_{max} = 16.5937$ - coefficient | $L/D_{max} = 15.9696$ - coefficient | - |
| 3. | $CAS_{bg} = 15.8295$ m/s | $CAS_{bg} = 14.9322$ m/s | Praktiskais kreisēšanas lidojuma ātrums - 13.89 – 19.4 m/s atkarībā konfigurācijas |
| 4. | $CAS_{oc} = 21.84$ m/s | $CAS_{oc} = 19.6658$ m/s | |
| 5. | $CAS_{mr} = 15.64$ m/s | $CAS_{mr} = 15.64$ m/s | |
| 6. | $CAS_{me} = 11.92$ m/s | $CAS_{me} = 11.92$ m/s | |
| 7. | $\gamma_{bg} = -3.4484$ degrees | $\gamma_{bg} = -3.5819$ degrees | |
| 8. | $Cd_{bg} = 0.02774$ - coefficient | $Cd_{bg} = 0.02774$ - coefficient | |
| 9. | $Cl_{bg} = 0.46035$ - coefficient | $Cl_{bg} = 0.44315$ - coefficient | - |
| 10. | $D_{bg} = 4.7265$ N | $D_{bg} = 1.1028$ N | - |
| 11. | $L_{bg} = 78.4376$ N | $L_{bg} = 17.6173$ N | - |
| 12. | $D_{oc} = 5.4152$ N | $D_{oc} = 1.2755$ N | - |
| 13. | $P_{mr} = 74.188$ W | $P_{mr} = 17.3094$ W | - |
| 14. | $P_{me} = 67.0123$ W | $P_{me} = 14.7591$ W | - |
| 15. | $P_{oc} = 123.1382$ W | $P_{oc} = 27.0984$ W | - |
| 16. | $T = 348$ min | $T = 108$ min | - |

8.2. Bezpilota lidaparātu konceptuālā un eksperimentālā modeļu dimensionālā analīze

Dimensionālā analīzes ir ļoti spēcīgs rīks ne tikai plūsmas mehānikā, bet arī daudzās citās disciplīnās. Tā nodrošina līdzekļi eksperimentu plānošanai un veikšanai, kā arī dod iespēju piemērot rezultātus no modeļa uz prototipu. Piemēram ņemot lidaparāta spārnu, kas parādīts 8.3. attēlā.

Pilna izmēra spārnam, vai prototipam, ir kaut kāds hordas garums, c_p , kas darbojas pie ātruma V_p , un izstrādā celšanas spēku, L_p , kas mainās atkarībā no uzplūdes leņķa. Bez tam, šai plūsmai nozīmīgas šķidruma īpašības ir blīvums un viskozitāte. Parasti pēc primārās konstruēšanas fāzes, ir nepieciešams veikt eksperimentus, lai konstrukciju apstiprinātu un veiktu precīzākus iestatījumus. Lai ietaupītu līdzekļus, gan laiku, gan finanses, šīs pārbaudes parasti tiek veiktas ar mazāka mēroga modeli vēja tunelī. Attēlā zemāk ir parādīts uzkonstruēts ģeometriski līdzīgs modelis. Modelis ir mazāks nekā prototips [59; 60].



8.3.att. Lidaparāta spārna modelis un prototips [54].

Eksperimentālo pārbaudu mērķis ir atrast sakarību starp atkarīgo mainīgo, šajā gadījumā spārna celšanas spēku, un, neatkarīgiem mainīgajiem, šīs problēmas gadījumā ātruma, spārna uzplūdes leņķa, hordas garuma, un, šķidruma blīvuma un viskozitātes. Jāievēro, ka šajā gadījumā mēs neņemam vērā skaņas ātrumu, kam ir nozīme tikai pie ļoti lieliem ātrumiem. Augstāk minēto funkcionālo sakarību var izteikt sekojošā veidā:

$$L = f(V, \alpha, c, \rho, \mu). \quad (8.2.)$$

Eksperimentus var veikt, gan pareizi, gan nepareizi. Nepareizi, tas ir, mēģināt analizēt celšanas spēka atkarību pēc katra no pieciem neatkarīgiem mainīgajiem atsevišķi. Citiem vārdiem sakot, veikt pārbaudes pie daudz dažādiem ātrumiem, lai redzētu ātruma ietekmi uz celšanas spēku, daudziem dažādiem uzplūdes leņķiem, lai redzētu uzplūdes leņķa ietekmi uz celšanas spēku, daudziem dažādiem modeļa izmēriem, lai redzētu hordas garuma ietekmi uz celšanas spēku, un, daudziem dažādiem šķidrumiem, lai redzētu blīvuma un viskozitātes ietekmi uz celšanas spēku. Tas aizņemtu milzīgi daudz laika un resursu, un, tas būtu ļoti grūti iegūt koncentrētu/īsu/lakonisku rezultātu kopsavilkumu [59; 60].

Pareiza eksperimentu veikšana, ir vispirms veikt augstāk parādītās funkcionālās sakarības dimensionālo analīzi, kas novedīs pie paplašinātas sakarību formas bezdimensionālu parametru

vai bezdimensionālu grupu veidā. Šajā konkrētajā gadījumā, dimensionālā analīze sniedz sekojošo:

$$\frac{L}{\rho V^2 c^2} = f\left(\frac{\rho V c}{\mu}, \alpha\right), \quad (8.3.)$$

kas ir daudz vienkāršāk nekā sākotnējā funkcionālā sakarība. Bet precīzāk, atkarīgā mainīgā funkcijas pēc pieciem neatkarīgajiem mainīgajiem vietā, problēma tiek samazināta uz vienu atkarīgo parametru, kā funkciju no tikai diviem neatkarīgiem parametriem. Tālāk katrs no šiem trīs parametriem ir bezdimensionāls, kas padara tos pilnībā neatkarīgus no mērvienību sistēmas, kas tiek izmantota mērījumos.

Vienādojuma kreisajā pusē esošais parametrs ir pielīdzināms celtspējas koeficientam (faktiskais celtspējas koeficients ir kāpināts 2 pakāpē ērtības labad), pirmo parametru vienādojuma labajā pusē sauc par Reynolds skaitli (the **Reynolds number**). Uzplūdes leņķis ir bezdimensionāls, tāpat tā pati par sevi ir bezdimensionāla grupa.

Pietiek ar vienu grafiku, lai aprakstītu augstāk parādīto funkcionālo sakarību. Tiek konstruēts celtspējas koeficienta un uzplūdes leņķa atkarības grafiks, un, tiek konstruētas vairākas līknes pie konstanta Reynolds skaitļa. Šis viens grafiks, ir spēkā esošs jebkura izmēra spārnam, jebkurā Ņūtona nesaspiežamā šķidrumā, un, jebkurā ātrumā. Veicot eksperimentus pēc dimensionālās analīzes procesa, tika apstiprināts, ka tikai vienu vēja tuneļa modeli nepieciešams izgatavot, un tikai viens šķidrums jāizmanto (kas var būt gaiss vai ūdens, vai jebkurš cits Ņūtona nesaspiežams šķidrums). Vēja vai ūdens tuneļa pārbaudei jāastāv tikai no celšanas spēka mērījumiem, kā funkcijai no ātruma un uzplūdes leņķa. Rezultātu grafiks tiek konstruēts bezdimensionāli, kā tika norādīts iepriekš [59; 60].

Dinamiskā līdzība

Dinamiskās līdzības principu var formulēt sekojoši:

Ja modelis un prototips ir ģeometriski līdzīgi (tas ir, modelis ir ideāla prototipa kopija mērogā), un, ja katrs neatkarīgais bezdimensionālais modeļa parametrs ir vienāds ar attiecīgo neatkarīgo bez-dimensionālo prototipa parametru, tad prototipa *atkarīgais* bez-dimensionālais parametrs būs vienāds ar attiecīgā modeļa *atkarīgo* bez-dimensionālo parametru.

Ņemot vērā piemērā augstāk parādīto lidaparāta spārnu, šajā gadījumā divi neatkarīgie bezdimensionālie parametri (kas ir vienādojuma labajā pusē), ir Reynolds skaitlis un uzplūdes leņķis. Atkarīgais parametrs ir celtspējas koeficients. Modeļa spārnis vēja tunelī jāuzstāda tādā pašā uzplūdes leņķī, kāds ir vēlams prototipam. Lai sasniegtu dinamisko līdzību, Reynolds skaitlim arī jābūt vienādam ar prototipu. Tad, dinamiskās līdzības nosacījums, nodrošinās, ka prototipa celtspējas koeficients būs vienāds ar modeļa celtspējas koeficientu. Matemātiski var aprēķināt ātrumu vēja tunelī, V_m , kas ir nepieciešams, lai atbilstu Reynolds skaitlis, un, mēs varam celšanas spēka mēroga mērījumus no pārbaudes vēja tunelī pielīdzināt pilna izmēra prototipam sekojošā veidā:

$$\alpha_m = \alpha_p \quad (8.4.)$$

$$R_{e_m} = \frac{\rho_m V_m c_m}{\mu_m} = R_{e_p} = \frac{\rho_p V_p c_p}{\mu_p} \quad (8.5.)$$

$$V_m = \frac{\rho_p c_p \mu_m}{\rho_m c_m \mu_p} V_p \quad (8.6.)$$

$$\frac{L_p}{\rho_p V_p^2 c_p^2} = \frac{L_m}{\rho_m V_m^2 c_m^2} \quad (8.7.)$$

$$L_p = \frac{\rho_p}{\rho_m} \left(\frac{V_p}{V_m}\right)^2 \left(\frac{c_p}{c_m}\right)^2 L_m \quad (8.8.)$$

Atbilstoši vienādojumam (8.6.) konceptuālā modeļa ātrums zinot eksperimentālā modeļa parametrus (sk. 8.1.tabulu), ir sekojošs:

$$V_{km} = \frac{\rho_{em} \times c_{em} \times \mu_{km}}{\rho_{km} \times c_{km} \times \mu_{em}} \times V_{em} = \frac{1.184 \times 0.242 \times 1.802 \times 10^{-5}}{1.184 \times 0.3725 \times 1.802 \times 10^{-5}} \times 13.89 = 9.02 \frac{m}{s}, \quad (8.9.)$$

līdz

$$V_{km} = \frac{1.184 \times 0.242 \times 1.802 \times 10^{-5}}{1.184 \times 0.3725 \times 1.802 \times 10^{-5}} \times 19.4 = 12.6 \frac{m}{s}. \quad (8.10.)$$

Un attiecīgi atbilstoši vienādojumam (8.8.) konceptuālā modeļa celšanas spēks zinot eksperimentālā modeļa parametrus (sk. 8.2.tabulu), ir sekojošs:

$$\begin{aligned} L_{km} &= \frac{\rho_{km}}{\rho_{em}} \times \left(\frac{V_{km}}{V_{em}}\right)^2 \times \left(\frac{c_{km}}{c_{em}}\right)^2 \times L_{em} = \\ &= \frac{1.184}{1.184} \times \left(\frac{9.02}{13.89}\right)^2 \times \left(\frac{0.3725}{0.242}\right)^2 \times 17.6173 = 17.602 N, \end{aligned} \quad (8.11.)$$

Salīdzinot datus no 8.2.tabulas augstāk, iegūst sekojošu rezultātu:

$$L_{km} = \frac{1.184}{1.184} \times \left(\frac{15.8295}{14.9322}\right)^2 \times \left(\frac{0.3725}{0.242}\right)^2 \times 17.6173 = 46.908 N, \quad (8.12.)$$

kas attiecīgi sastāda 40 % kļūdu. Kas ņemot vērā ģeometriskās līdzības nosacījumu ir iespējams.

Lai veiktu pārbaudi eksperimentālajam modelim un iegūtu datus, kas ir vienādi ar konceptuālo modeli, tad ievērojot dinamiskās līdzības nosacījumu lidojums, atbilstoši vienādojumam (8.6.), jāveic sekojošā ātrumā:

$$V_{em} = \frac{\rho_{km} \times c_{km} \times \mu_{em}}{\rho_{em} \times c_{em} \times \mu_{km}} \times V_{km} = \frac{1.184 \times 0.3725 \times 1.802 \times 10^{-5}}{1.184 \times 0.242 \times 1.802 \times 10^{-5}} \times 15.8295 = 24.37 \frac{m}{s}, \quad (8.13.)$$

kas praktiski nav iespējams, jo noteiktais maksimāli iespējamais ātrums eksperimentālajam modelim ir 19.04 m/s (sk. 8.2.tabulu).

Šādā veidā vēja tuneļa ātrumu var pienācīgi iestatīt, lai tas atbilstu Reynoldska skaitlim. Pēc celšanas spēka izmērīšanas modeļa spārnam, L_m , var pienācīgi paredzēt (izmantojot pēdējo vienādojumu augstāk) celšanas spēku prototipam, L_p [59; 60].

Bakingema Pi tehnika (The Buckingham Pi Technique)

Bakingema Pi tehnika ir formāla instrukcija bezdimensionālo parametru noteikšanai, ko veido kaut kāds mainīgo saraksts. Tas tiek veikts sešos solos, kas ir aprakstīti zemāk [59; 60].

- **1. solis.** Tiek sastādīts un izskaitīts mainīgo saraksts – kopējais mainīgo skaits tiek apzīmēts ar mainīgo n . Šajā n jābūt iekļautiem, gan atkarīgajam mainīgajam, gan visiem neatkarīgajiem mainīgajiem, pat gadījumā ja tie ir bezdimensionāli (piemēram, leņķi, kas jau ir bezdimensionāli, tiek iekļauti skaitā šajā pirmajā solī.
- **2. solis.** Izveido katra n mainīgā primārās dimensijas saskaņā ar $\{MLT\Theta\}$ vai $\{FLT\Theta\}$ [59; 60].
- **3. solis.** Atrod atkārtotošos mainīgo, j , skaitu, kur j parasti ir primāro dimensiju skaits esošajā risinājumā. Ir vairākas formālas matemātiskas metodes j atrašanai, bet pa lielākai daļai pietiek ar primāro dimensiju saskaitīšanu, kas ir iekļautas visos oriģinālajos mainīgajos. Piemēram, ja masa, garums un laiks parādās vismaz vienā no katra mainīgajiem, tad j ir vienāds ar 3. *Bakingema Pi tehnikai* progresējot, noskaidrojās, ka reizēm kaut kas nenostādā. Tādos gadījumos j jāsamazina par 1 un jāatkārto 4. līdz 6. solis. Kad j ir atrasti, sagaidāmie bezdimensionālie parametri (vai “ Pi ” grupas) ir $k = n - j$, kur k ir Pi grupu skaits. Šis vienādojums, kas saista k ar n un j , ir daļa no *Bakingema Pi tehnikas*.
- **4. solis.** Izvēlās galējo j atkārtotošos mainīgo (“*repeating variables*”) skaitu, kas tiks izmantoti Pi grupu izstrādei. Tā kaut kādā ziņā ir brīva izvēle, kādus mainīgos ņemt, it sevišķi, ja n skaits ir liels. Galvenais, kas jāpatur prātā ir, ka šie atkārtotošie mainīgie var parādīties katrā Pi grupā. Tādējādi ir svarīgi kādus mainīgos izvēlēties un daži nosacījumi ir sekojoši:
 - Atkarīgo mainīgo nedrīkst izvēlēties kā atkārtotošos mainīgo. Citādi tas parādīsies vairāk nekā vienā Pi , kas savukārt novedīs pie neiespējamās izteiksmes 6.solī zemāk.
 - Atkārtotošie mainīgie nedrīkst veidot Pi grupu paši no sevis. Tad procedūra 5.solī būs bez rezultāta.
 - Jābūt pārstāvētai katrai primārai dimensijai attiecīgajā risinājumā. Piemēram, ja masa, garums un laiks parādās oriģinālajos n mainīgajos, šīm trīs primārajām dimensijām arī katrai jāparādās vismaz vienu reizi atkārtotošajos mainīgajos.
 - Mainīgie, kas jau ir bezdimensionāli (tādi kā leņķi), netiek izvēlēti. Šie mainīgie jau ir bezdimensionālas Pi grupas un nevar veikt nekādu ieguldījumu atlikušo Pi grupu veidošanā.
 - Divi mainīgie ar vienādām dimensijām vai dimensijām, kas atšķiras tikai ar eksponenti nekad netiek izvēlēti. Piemēram, ja kaut kāds laukums un kaut kāds garums ir mainīgo sarakstā, garums jāizvēlas kā atkārtotošais mainīgais. Tas būtu nepareizi izvēlēties arī laukumu kā atkārtotošos mainīgo, tā kā, tā dimensijas ir tikai garuma kvadrāts, un nekā papildus nevar ieguldīt Pi grupu veidošanā/formulēšanā.
 - Par atkārtotošiem mainīgajiem jāizvēlas mainīgos ar ļoti bāziskām dimensijām un/vai mainīgos, kas ir “kopīgi” (“*common*”). Šis ir iespējams visgrūtākais dimensionālās analīzes aspekts. Piemēram, ja ir garums, šis garums jāizvēlas, kā atkārtotošais mainīgais, tā kā, tas ir ļoti bāzisks un vēlams Pi grupās. Līdzīgi, kāds ātrums, masa, laiks vai blīvums arī ir laba izvēle. Lielākajā daļā šķidrums plūsmas risinājumu, citas plūsmas īpašības, kā viskozitāte vai virsmas spraigums, netiek izvēlēti, ja ir “bāziskāki” mainīgie no kā

izvēlēties, kā garums, ātrums, laiks, masa vai blīvums. Jo parasti tas nav vēlams, lai viskozitāte vai virsmas spriegums parādītos katrā Pi grupā.

- **5. solis.** Pi grupas tiek veidotas reizinot katru no atlikušajiem mainīgajiem (tiem kas netika izvēlēti kā atkārtojošies mainīgie) pēc kārtas ar atkārtojošiem mainīgajiem, katrs savukārt pēc kārtas kāpināts kādā nezināmā eksponentē. Eksponentes tiek atrastas algebriski piespiežot Pi būt bezdimensionālam. Konceptija ir izveidot pirmo Pi izmantojot atkarīgo mainīgo. Jāievēro, ka Pi grupas var pieregulēt ("adjusted") pēc tam kad tās tiek izveidotas, lai tās saskanētu ar bezdimensionālajām grupām, kas parasti tiek izmantotas literatūrā. Piemēram, Pi var kāpināt jebkurā eksponentē, arī -1, kas veido inversu Pi . Pi grupu var arī reizināt ar jebkuru bezdimensionālu konstanti, nemainot tās dimensijas (Bieži vien 2 vai $\frac{1}{2}$ koeficients tiek iekļauts standarta Pi grupās.).
- **6. solis.** Pi grupas tiek uzrakstītas galējā funkcijas formā, parasti pirmais Pi , kā papildinājums pārējām Pi grupām. Ja tikai viens Pi tiek atrasts, tam jābūt konstantam, tā kā tam nav funkciju no kā cita.

Spārna celtspēja

Tiek pieņemta nesaspiežama plūsma pār lidaparāta spārnu. Spārna celtspēja ir atkarīga no plūsmas ātruma, uzplūdes leņķa, spārna hordas garuma, un šķidruma/gāzes blīvuma un viskozitātes. Analīze tiks veikta izmantojot *Bakingema Pi tehniku* augstākminētos sešos solos:

- 1.solis. $n =$ mainīgo skaits risinājumā, kas ir $n = 6$.

$$L = f(V, \alpha, c, \rho, \mu), \quad (8.14.)$$

- 2.solis. Katra mainīgā dimensijas:

8.3. tabula

| | Mainīgo dimensijas | |
|-----------|--------------------|---------------------|
| Mainīgais | Nosaukums | Dimensija |
| L | celšanas spēks | $M(L)(T^{-2})$ |
| V | ātrums | $L(T^{-1})$ |
| c | hordas garums | L |
| ρ | blīvums | $M(L^{-3})$ |
| μ | viskozitāte | $M(L^{-1})(T^{-1})$ |
| α | uzplūdes leņķis | 1 (bezdimensionāls) |

- 3.solis. Atrod j . Vispirms j tiek ņemts $j =$ primāro dimensiju skaits risinājumā. No saraksta augstāk redzams, ka masa, garums un laiks ir vienīgās primārās dimensijas oriģinālo mainīgo sarakstā. Tādējādi, $j = 3$. Tas izsaka, ka $k = n - j = 6 - 3 = 3$. Sagaidāmi trīs Pi no dimensionālās analīzes.
- 4.solis. Izvēlās j atkārtojošos mainīgos. Tagad jāizvēlas 3 atkārtojošos mainīgos. Celšanas spēks, nav laba izvēle, tā kā, tas ir atkarīgais mainīgais šajā risinājumā. Uzplūdes leņķis nav atļauts izvēlēties, tā kā, tas jau ir bezdimensionāls (Jāievēro, ka uzplūdes leņķis tiks parādīts kā bezdimensionāls Pi pats par sevi!). No atlikušajiem, viskozitāte ir vismazāk "bāzisks" vai

“vēlams” mainīgais, kuru atkārtot visās Pi grupās. Tad labākā izvēle šajā gadījumā ir blīvums, ātrums un hordas garums.

- 5.solis. Veido Pi grupas. Ņem ceļšanas spēku kā pirmo, tā kā, tas ir atkarīgais mainīgais:

$$\Pi_1 = LV^a c^b \rho^c \quad (8.15.)$$

$$\{M^0 L^0 T^0\} = \left\{ \left(\frac{ML}{T^2} \right) \left(\frac{L}{T} \right)^a (L)^b \left(\frac{M}{L^3} \right)^c \right\} \quad (8.16.)$$

Masas eksponentu vienādošana: $0 = 1 + c$, vai $\underline{c = -1}$.

Laika eksponentu vienādošana: $0 = -2 - a$, vai $\underline{a = -2}$.

Garuma eksponentu vienādošana: $0 = 1 + a + b - 3c$, vai $\underline{b = -2}$.

Tādējādi,

$$\Pi_1 = \frac{L}{\rho V^2 c^2} \quad (8.17.)$$

Līdzīgi veido otro Pi grupu izmantojot viskozitāti un atkārtosamos mainīgos:

$$\Pi_2 = \mu V^e c^f \rho^g \quad (8.18.)$$

$$\{M^0 L^0 T^0\} = \left\{ \left(\frac{M}{LT} \right) \left(\frac{L}{T} \right)^e (L)^f \left(\frac{M}{L^3} \right)^g \right\} \quad (8.19.)$$

Masas eksponentu vienādošana: $0 = 1 + g$, vai $\underline{g = -1}$.

Laika eksponentu vienādošana: $0 = -1 - e$, vai $\underline{e = -1}$.

Garuma eksponentu vienādošana: $0 = -1 + e + f - 3g$, vai $\underline{f = -1}$.

Tādējādi,

$$\Pi_2 = \frac{\mu}{\rho V c} \text{ vai atbilstošākā veidā ir } \Pi_2 = \frac{\rho V c}{\mu} \quad (8.20.)$$

Jāievēro, ka šī Pi grupa tika invertēta, lai atbilstu plūsmas mehānikas zināmākajai bezdimensionālajai grupai *Reinoldsa skaitlim* (*the Reynolds number*). Matemātiski tas nebūtu nepareizi, ja to atstātu apgrieztu otrādi, bet tas ir tā sacīt “sociāli nepieņemami” tā darīt.

- 6.solis. Uzraksta galējo funkcionālo sakarību:

$$\frac{L}{\rho V^2 c^2} = f \left(\frac{\rho V c}{\mu}, \alpha \right) \quad (8.21.)$$

Jāievēro, ka risinājuma iepriekšējā atkarīgā mainīgā funkcija no pieciem neatkarīgiem mainīgiem ir samazināta uz vienu atkarīgo mainīgo, kā funkciju no tikai diviem neatkarīgiem parametriem. Atkarīgā Pi grupa vienādojuma kreisajā pusē ir celtspējas koeficients (kas parasti tiek reizināts ar 2 ērtības labad), un pirmais neatkarīgais parametrs vienādojuma labajā pusē ir *Reinoldsa skaitlis*, kā jau tika minēts iepriekš.

- Atsaucoties uz dinamiskās līdzības (*the Dynamic similarity*) principu, šajā risinājumā, ja tiek konstruēts spārna modelis ģeometriskā mērogā, un, tas tiek pārbaudīts pie kaut kāda

uzplūdes leņķa un kaut kāda *Reinoldsa skaitļa*, izmērītais celbspējas koeficients noteikti būs vienāds ar pilna izmēra prototipa celbspējas koeficientu, ja tiks pielietots pie tāda paša *Reinoldsa skaitļa* un uzplūdes leņķa.

Attiecīgi atsaucoties uz dinamiskās līdzības principu un eksperimentālā modeļa datiem, Reinoldsa skaitlis un pretestības spēks ir:

$$R_{em} = \frac{\rho_{em} V_{em} c_{em}}{\mu_{em}} = \frac{1.184 \times 14.9322 \times 0.242}{1.802 \times 10^{-5}} = 237430, \quad (8.22.)$$

$$C_{Dem} = \frac{D_{em}}{\rho_{em} V_{em}^2 c_{em}^2} = \frac{1.1028}{1.184 \times 14.9322^2 \times 0.242^2} = 0.071329, \quad (8.23.)$$

Sekojoši arī konceptuālā modeļa Reinoldsa skaitlim un arī pretestības spēka koeficientam jābūt tādām pašām:

$$R_{ekm} = R_{em} = 237430 = \frac{\rho_{km} V_{km} c_{km}}{\mu_{km}}, \quad (8.24.)$$

vai

$$V_{km} = \frac{R_{em} \mu_{km}}{\rho_{km} c_{km}} = \frac{237430 \times 1.802 \times 10^{-5}}{1.184 \times 0.3725} = 9.7 \frac{m}{s}, \quad (8.25.)$$

kas parāda kļūdu datus 8.2.tabulā 38 % apmērā, un

$$C_{Dkm} = C_{Dem} = 0.071329 = \frac{D_{km}}{\rho_{km} V_{km}^2 c_{km}^2}, \quad (8.26.)$$

vai

$$D_{km} = C_{Dem} \rho_{km} V_{km}^2 c_{km}^2 = 0.071329 \times 1.184 \times 15.8395^2 \times 0.3725^2 = 2.9364 N, \quad (8.27.)$$

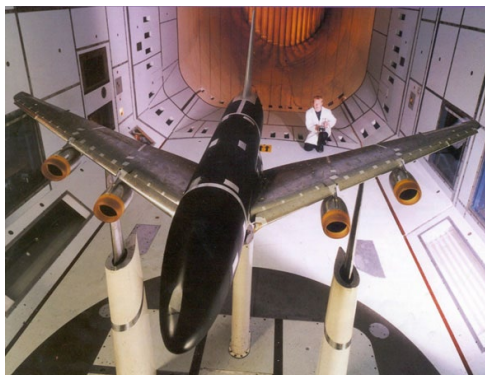
kas tāpat kā V_{km} ātruma aprēķina gadījumā parāda kļūdu datus 8.2.tabulā ~ 39 % apmērā. Tas savukārt pēc dinamiskās un ģeometriskās līdzības principa ir iespējams, tā kā abu modeļu ģeometriskās līdzības atšķirība ir 50 % (~ 1:2) apmērā, bet pārējo nozīmīgo parametru (masa, spārna laukums, elektromotora jauda) atšķirība ir 75 % (~ 1:4) apmērā [59; 60].

8.3. Eksperimentālā modeļa mērogā pārbaude un parametru noteikšana vēja tunelī

Vēja tunelis ir līdzeklis pētniecībai un izpratnei par lidaparātu sniegumu, parasti veicot eksperimentus ar mērogā izgatavotu modeli. Pārbaudes vēja tunelī ļauj detalizēti raksturot plūsmu, izmērot spiedienu, virsmas berzi, ātrumu un turbulences laukus un veicot citus mērījumus. Piemērojot atbilstošus mērīšanas paņēmienus, šie parametri ļauj detalizēti novērtēt skaitliskās un analītiskās metodes. Eksperimenti vēja tunelī ļauj analizēt noteiktas kritiskas parādības, kas notiek pie ekstremāliem stāvokļiem, tādas kā, masīva plūsmas atdalīšanās, nepastāvība, vibrācija (*flutter*) un citas. Šajos eksperimentos var veikt arī detalizētu tādu vietēju parādību pētniecību, kā trieciena vilņa/robežslāņa savstarpējā iedarbība (*shock-wave/boundary-layer interactions*), sajaukuma zonu izstrāde (*development of mixing zones*), virpuļi (*vortices*),

laminārā un turbulentā robežslāņu pāreja (*laminar to turbulent boundary-layer transition*) un citus [61; 62].

Statiska vai fiksēta modeļa pārbaudes vēja tunelī pamatojās uz Ņūtona relatīvā ātruma principu, kas tika definēts jau 1687. gadā, un nosaka, ka spēki, kas iedarbojās uz priekšmetu, kas iegremdēts šķidruma plūsmā, ir tādi paši, kas iedarbojās uz kustīgu priekšmetu nekustīgā šķidrumā, vai tādi paši, kas darbojās šķidrumam applūstot statisku/nekustīgu priekšmetu tādā pašā relatīvā ātrumā [61; 62].

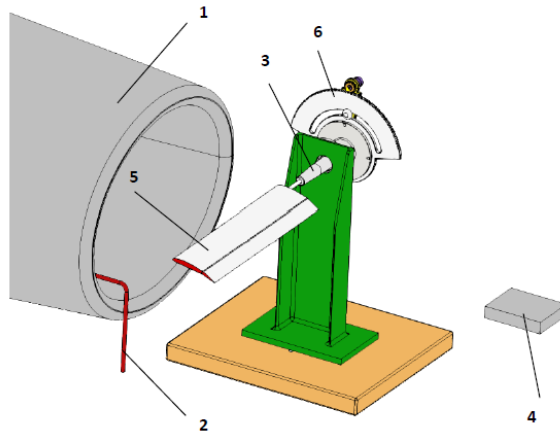


8.4.att. *Airbus A380* modeļa, kas uzstādīts uz balstiem, pārbaude *DNW* vēja tunelī [61].



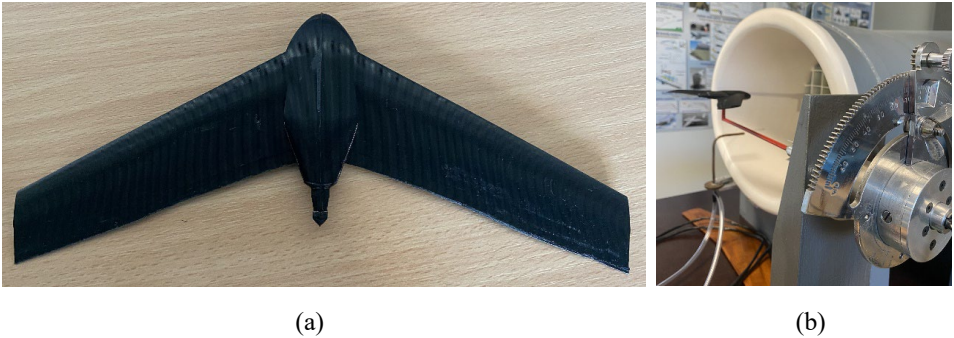
8.5.att. Delta spārna modelis, kas uzstādīts uz aizmugurēju stieni, kompānijas *ONERA F1* vēja tunelī [61].

Lai noteiktu izstrādātās BPLA konstrukcijas funkcionalitāti un parametrus, tika veikta eksperimentālā modeļa, kas izdrukāts uz 3D printera 10 % mērogā, pārbaude laboratorijas mācību vēja tunelī (sk. 8.6.att).



8.6.att. Mācību vēja tunelis ar aprīkojumu: mācību vēja tunelis – 1; pito caurulīte un mikromanometrs plūsmas ātruma mērīšanai – 2; aerodinamiskie svāri – 3; svaru mērierīce – 4; taisnstūra spārns – 5; uzplūdes leņķa izmaiņas mehānisms – 6.

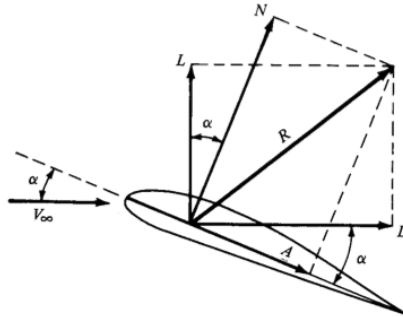
Uz mācību vēja tuneļa tika uzstādīts izdrukātais BPLA modelis (sk. 8.7.att.).



8.7.att. (a) – ar 3D printeri izdrukātais 10% mēroga BPLA modelis; (b) – izdrukātais modelis uzstādīts mācību vēja tunelī.

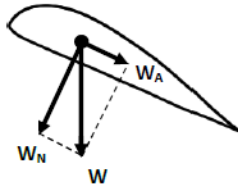
Eksperimenta veikšanai tika pieņemta uzplūdes leņķa α variācija no -10° līdz 30° un plūsmas ātrums $V = 12$ m/s. Iegūtie rezultāti jāapkopo tabulā.

Laboratorijas aerodinamisko svaru konstrukcijas neļauj pa tiešo mērīt cēlējspēku un pretestības spēku. Ar tiem var mērīt normālā spēka komponenti N , kas ir perpendikulāra spārna hordai un tangenciālā spēka komponenti A , kas ir paralēla spārna hordai. Shematiski tas ir parādīts 8.8.attēlā kopā ar pozitīviem virzieniem.



8.8.att. Ar laboratorijas aerodinamiskiem svāriem nosakāmās spēka komponentes.

Aerodinamiskie svāri reģistrē arī spārņa svara W komponentes W_A un W_N , kas shematiski parādītas 8.9.attēlā. Tās ir atkarīgas no spārņa gārensveres leņķa, piemēram, ja spārnis ir uzstādīnāts horizontāli, tad $W_A = 0$ un $W_N = W$.



8.9.att. Spārņa svara komponentes.

Svara komponentes pieraksta atsevišķi katram spārņa uzplūdes leņķim un pēc tam atņem no N un A spēkiem.

Zinot, kādi ir normālais N un tangenciālais spēks A , katram noteiktam uzplūdes leņķim α , var aprēķināt cēlējspēku L , un pretestības spēku D izmantojot trigonometrijas likumus. Attiecīgi zinot cēlējspēku L , un pretestības spēku D var aprēķināt cēlējspēka C_L un pretestības spēka C_D koeficientus, izmantojot sekojošus vienādojumus:

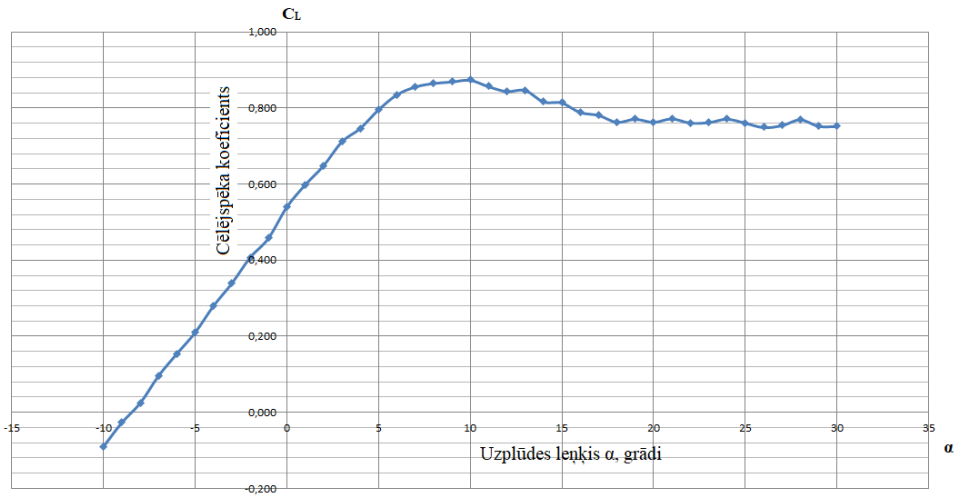
Pēc iegūtiem rezultātiem tiek konstruēti C_L un C_D koeficientu variācijas grafiki atkarībā no uzplūdes leņķa α .

Eksperiments mācību vēja tunelī tika veikts sekojošos soļos:

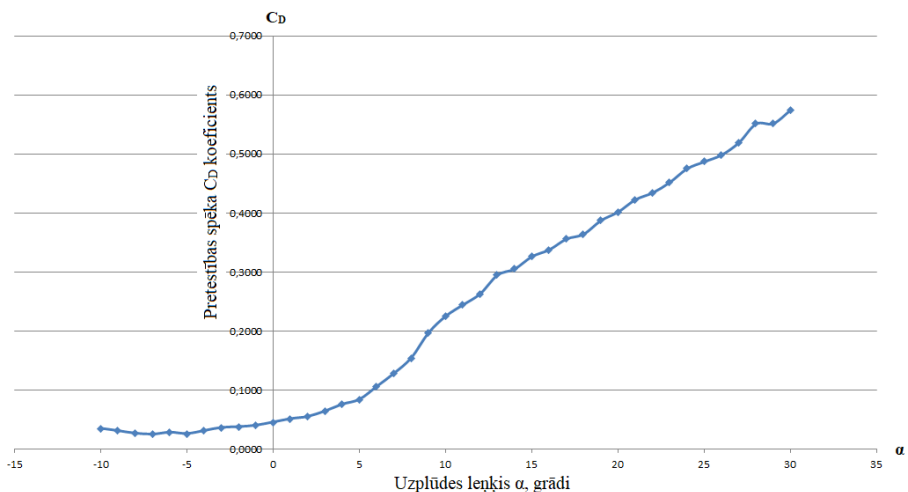
1. Tika noteikts modeļa stiprinājuma stieņa radītais pretestības spēks.
2. Tika noteikti modeļa svara parametru komponentes A_{weight} un N_{weight} , sagāzuma leņķu diapazonā no -10° līdz 30° ar 1° soli.
3. Tika noteikti modeļa svara parametru komponentes A_{meas} un N_{meas} , sagāzuma leņķu diapazonā no -10° līdz 30° ar 1° soli ar ieslēgtu plūsmu.
4. No vēja tuneļa iegūtie parametri tika apkopoti 8.3.tabulā.
5. Pēc iegūtajām vērtībām tika aprēķināti C_L un C_D koeficienti, kā arī to attiecības C_L/C_D vērtība.

Eksperimentālā modeļa pārbaudes mācību vēja tunelī rezultāti

| Alpha | Alpha, rad | Aweight | Nweight | sin(α) | cos(α) | Nmeas | Ameas | Nmeas-Nweight | Ameas-Aweight | Lrezult | Drezult | Cl | Cd | Cl/Cd |
|-------|------------|---------|---------|-----------------|-----------------|---------|---------|---------------|---------------|---------|---------|--------|--------|----------|
| -10 | -0,1745329 | 0,1837 | 0,0154 | -0,174 | 0,985 | -0,1318 | 0,0408 | -0,147 | -0,143 | -0,120 | 0,046 | -0,090 | 0,0347 | -2,59558 |
| -9 | -0,1570796 | 0,1679 | 0,0138 | -0,156 | 0,988 | -0,0469 | 0,0146 | -0,061 | -0,153 | -0,036 | 0,041 | -0,027 | 0,0307 | -0,87932 |
| -8 | -0,1396263 | 0,1474 | 0,0107 | -0,139 | 0,990 | 0,021 | -0,0107 | 0,010 | -0,158 | 0,032 | 0,035 | 0,024 | 0,0264 | 0,916737 |
| -7 | -0,1222173 | 0,1306 | 0,0085 | -0,122 | 0,993 | 0,1164 | -0,0369 | 0,108 | -0,168 | 0,128 | 0,033 | 0,096 | 0,0248 | 3,852024 |
| -6 | -0,1047198 | 0,1129 | 0,0069 | -0,105 | 0,995 | 0,1946 | -0,065 | 0,188 | -0,178 | 0,205 | 0,037 | 0,154 | 0,0280 | 5,502342 |
| -5 | -0,0872665 | 0,0926 | 0,0047 | -0,087 | 0,996 | 0,2698 | -0,0856 | 0,265 | -0,178 | 0,280 | 0,034 | 0,210 | 0,0258 | 8,124564 |
| -4 | -0,0698132 | 0,0753 | 0,004 | -0,070 | 0,998 | 0,3648 | -0,1115 | 0,361 | -0,187 | 0,373 | 0,041 | 0,280 | 0,0309 | 9,057318 |
| -3 | -0,0523599 | 0,0595 | 0,002 | -0,052 | 0,999 | 0,4445 | -0,1321 | 0,443 | -0,192 | 0,452 | 0,048 | 0,339 | 0,0362 | 9,380091 |
| -2 | -0,0349066 | 0,0394 | 0,0011 | -0,035 | 0,999 | 0,5376 | -0,1494 | 0,537 | -0,189 | 0,543 | 0,050 | 0,407 | 0,0375 | 10,86363 |
| -1 | -0,0174533 | 0,0205 | 0,0008 | -0,017 | 1,000 | 0,6081 | -0,1634 | 0,607 | -0,184 | 0,610 | 0,053 | 0,458 | 0,0400 | 11,45825 |
| 0 | 0 | 0,0012 | 0,0019 | 0,000 | 1,000 | 0,7214 | -0,1792 | 0,720 | -0,180 | 0,720 | 0,060 | 0,540 | 0,0454 | 11,91225 |
| 1 | 0,0174533 | -0,0152 | 0,0027 | 0,017 | 1,000 | 0,8031 | -0,1893 | 0,800 | -0,174 | 0,797 | 0,068 | 0,598 | 0,0511 | 11,71681 |
| 2 | 0,0349066 | -0,0349 | 0,0027 | 0,035 | 0,999 | 0,8731 | -0,1977 | 0,870 | -0,163 | 0,864 | 0,073 | 0,649 | 0,0549 | 11,82566 |
| 3 | 0,0523599 | -0,0522 | 0,0051 | 0,052 | 0,999 | 0,9624 | -0,2077 | 0,957 | -0,156 | 0,948 | 0,085 | 0,711 | 0,0641 | 11,10049 |
| 4 | 0,0698132 | -0,0682 | 0,0065 | 0,070 | 0,998 | 1,0144 | -0,219 | 1,008 | -0,151 | 0,995 | 0,101 | 0,747 | 0,0756 | 9,876151 |
| 5 | 0,0872665 | -0,086 | 0,0076 | 0,087 | 0,996 | 1,0842 | -0,2245 | 1,077 | -0,139 | 1,060 | 0,112 | 0,796 | 0,0839 | 9,484671 |
| 6 | 0,1047198 | -0,1044 | 0,0105 | 0,105 | 0,995 | 1,1444 | -0,2475 | 1,134 | -0,143 | 1,113 | 0,141 | 0,835 | 0,1057 | 7,900619 |
| 7 | 0,1222173 | -0,1243 | 0,0124 | 0,122 | 0,993 | 1,1797 | -0,2737 | 1,167 | -0,149 | 1,140 | 0,171 | 0,856 | 0,1280 | 6,686771 |
| 8 | 0,1396263 | -0,1409 | 0,013 | 0,139 | 0,990 | 1,2 | -0,3026 | 1,187 | -0,162 | 1,153 | 0,205 | 0,865 | 0,1541 | 5,615219 |
| 9 | 0,1570796 | -0,1603 | 0,0169 | 0,156 | 0,988 | 1,2204 | -0,3562 | 1,204 | -0,196 | 1,158 | 0,262 | 0,869 | 0,1968 | 4,424093 |
| 10 | 0,1745329 | -0,1813 | 0,0201 | 0,174 | 0,985 | 1,2394 | -0,3926 | 1,219 | -0,211 | 1,164 | 0,300 | 0,874 | 0,2250 | 3,882622 |
| 11 | 0,1919862 | -0,1972 | 0,0234 | 0,191 | 0,982 | 1,2292 | -0,4164 | 1,206 | -0,219 | 1,142 | 0,325 | 0,857 | 0,2441 | 3,510592 |
| 12 | 0,2094395 | -0,2155 | 0,0274 | 0,208 | 0,978 | 1,2252 | -0,4417 | 1,198 | -0,226 | 1,125 | 0,350 | 0,844 | 0,2629 | 3,210437 |
| 13 | 0,2268928 | -0,2327 | 0,0303 | 0,225 | 0,974 | 1,2453 | -0,4783 | 1,215 | -0,246 | 1,129 | 0,393 | 0,847 | 0,2947 | 2,874559 |
| 14 | 0,2443461 | -0,2501 | 0,0351 | 0,242 | 0,970 | 1,2184 | -0,4978 | 1,183 | -0,248 | 1,088 | 0,407 | 0,817 | 0,3052 | 2,676351 |
| 15 | 0,2617994 | -0,2696 | 0,0416 | 0,259 | 0,966 | 1,2327 | -0,5245 | 1,191 | -0,255 | 1,085 | 0,434 | 0,814 | 0,3261 | 2,496103 |
| 16 | 0,2792527 | -0,2875 | 0,0464 | 0,276 | 0,961 | 1,2139 | -0,5456 | 1,168 | -0,258 | 1,051 | 0,450 | 0,789 | 0,3377 | 2,336323 |
| 17 | 0,296706 | -0,3035 | 0,0515 | 0,292 | 0,956 | 1,2209 | -0,5673 | 1,169 | -0,264 | 1,041 | 0,474 | 0,782 | 0,3559 | 2,195772 |
| 18 | 0,3141593 | -0,3229 | 0,0565 | 0,309 | 0,951 | 1,2106 | -0,5843 | 1,154 | -0,261 | 1,017 | 0,485 | 0,763 | 0,3642 | 2,095523 |
| 19 | 0,3316126 | -0,3393 | 0,062 | 0,326 | 0,946 | 1,2406 | -0,6061 | 1,179 | -0,267 | 1,028 | 0,516 | 0,771 | 0,3873 | 1,991412 |
| 20 | 0,3490659 | -0,3569 | 0,0689 | 0,342 | 0,940 | 1,2485 | -0,625 | 1,180 | -0,268 | 1,017 | 0,535 | 0,763 | 0,4019 | 1,899153 |
| 21 | 0,3665191 | -0,3717 | 0,0746 | 0,358 | 0,934 | 1,2799 | -0,6409 | 1,205 | -0,269 | 1,029 | 0,563 | 0,772 | 0,4228 | 1,826458 |
| 22 | 0,3839724 | -0,39 | 0,0818 | 0,375 | 0,927 | 1,284 | -0,658 | 1,202 | -0,268 | 1,014 | 0,579 | 0,761 | 0,4345 | 1,752247 |
| 23 | 0,4014257 | -0,4074 | 0,0896 | 0,391 | 0,921 | 1,3068 | -0,6756 | 1,217 | -0,268 | 1,016 | 0,602 | 0,762 | 0,4522 | 1,68578 |
| 24 | 0,418879 | -0,4247 | 0,0963 | 0,407 | 0,914 | 1,3414 | -0,6949 | 1,245 | -0,270 | 1,028 | 0,633 | 0,771 | 0,4753 | 1,622624 |
| 25 | 0,4363323 | -0,4403 | 0,1043 | 0,423 | 0,906 | 1,3483 | -0,7089 | 1,244 | -0,269 | 1,014 | 0,649 | 0,761 | 0,4873 | 1,561886 |
| 26 | 0,4537856 | -0,4556 | 0,1119 | 0,438 | 0,899 | 1,3533 | -0,723 | 1,241 | -0,267 | 0,999 | 0,665 | 0,750 | 0,4988 | 1,502626 |
| 27 | 0,4712389 | -0,4703 | 0,1204 | 0,454 | 0,891 | 1,3845 | -0,7377 | 1,264 | -0,267 | 1,005 | 0,692 | 0,754 | 0,5195 | 1,451899 |
| 28 | 0,4886922 | -0,4888 | 0,1297 | 0,469 | 0,883 | 1,4366 | -0,7621 | 1,307 | -0,273 | 1,026 | 0,735 | 0,770 | 0,5516 | 1,39566 |
| 29 | 0,5061455 | -0,5061 | 0,1393 | 0,485 | 0,875 | 1,4313 | -0,7681 | 1,292 | -0,262 | 1,003 | 0,736 | 0,753 | 0,5521 | 1,363637 |
| 30 | 0,5235988 | -0,5239 | 0,1504 | 0,500 | 0,866 | 1,4611 | -0,7901 | 1,311 | -0,266 | 1,002 | 0,766 | 0,752 | 0,5749 | 1,308288 |



8.10.att. Cēlējspēka koeficienta C_L atkarībā no uzplūdes leņķa α grafiks.



8.11.att. Cēlējspēka koeficienta C_D atkarībā no uzplūdes leņķa α grafiks.

Kā redzams no eksperimenta rezultātu 8.3.tabulas lielākā L/D attiecības vērtība ir pie eksperimentā veiktā uzplūdes leņķa α vērtības 0° , kas ir visa modeļa uzplūdes leņķis, bet jāņem vērā spārna konstruktīvo iestatījuma leņķi i_w (α_{set}), kas attiecīgi iekšējai spārna daļai (*inboard*) ir $4,6^\circ$ un ārējai (*outboard*) $3,1^\circ$, kas attiecīgi tika noteikti lai iegūtu maksimālo L/D attiecības vērtību, kas nodrošina konstruktīvo prasību par maksimālo lidojuma ilgumu. Kā redzams no 8.10.attēla, kur parādīta cēlējspēka C_L pret uzplūdes leņķi α variācija, maksimālā C_L vērtība ir $0,874$ pie uzplūdes leņķa 10° . Ņemot vērā spārna iestatījuma leņķi $\alpha_{set} = 4,6^\circ$, tad kopējais spārna uzplūdes leņķis sastāda $14,6^\circ$. Laboratorijas vēja tuneļa konstruktīvās īpašības rada uzplūdes leņķa kļūdu, palielinot tā vērtību $\Delta\alpha$ par aptuveni 5° . Ņemot vērā šo kļūdu iegūtie

rezultāti atbilst sākuma konstruēšanas procesā iegūtajām vērtībām spārna šķērsriezuma sekcijai.

8.4. Nodaļas kopsavilkums un secinājumi

Šajā nodaļā tika pārbaudīta konceptuālā modeļa atbilstība prasībām reāliem apstākļiem, pielietojot dimensionālās analīzes metodi un izmantojot reāli pieejami prototipa BPLA modeli, kas parādīts 18.pielikumā. Dimensionālās analīzes metode parādīja, ka tā ir veiksmīgi pielietojama, bet precīzu rezultātu iegūšanai ir nepieciešama precīza konceptuālā un eksperimentālā modeļu dinamiskā līdzība. Šajā gadījumā ievērojamu precizitāti varētu iegūt tādiem eksperimentālā modeļa parametriem kā Reinoldsa skaitlis, cēlējspēka koeficients un pretestības spēka koeficients ar nosacījumu, ja eksperimentālā modeļa spārns tiek izgatavots precīzā ģeometriskā mērogā pret konceptuālā modeļa spārnu un tādu pašu spārna šķērsriezuma sekcijas formu.

NOSLĒGUMS UN REKOMENDĀCIJAS TĀLĀKAI IZPĒTEI

Pētījumu veikšana bezpilota lidaparātu sistēmu jomā ir sarežģīta, jo šo sistēmu attīstības progress pasaulē ir ļoti straujš un daudzpusīgs. Pētījumu veikšanai šajā jomā ir nepieciešams ievērojams līdzekļu ieguldījums, kas pamatā ir izdarāms tikai attīstītām kompānijām ar jau esošiem resursiem un ienesīgu ražošanas infrastruktūru. Veikt pilnvērtīgu pētījumu bezpilota lidaparātu sistēmu jomā var, ja ir īpašumā jau izstrādāta, labi funkcionējoša sistēma, ar kuru tad var veikt pētījumu kaut kādā funkcionālā virzienā, ko attiecīgais pētnieks ir ielānojis. Attiecīgai funkcionējošai sistēmai arī parasti komplektā nāk sistēmas lidojuma funkcionalitātes simulācijas programma, ar kuru vispirms var pārbaudīt izstrādājamās, inovatīvās sistēmas darbību, kas pamatā samazina zaudējumus izstrādes laikā, kas var izpausties kā bezpilota lidaparāta katastrofiska piezemēšanās un attiecīgu elementu bojā eja. Pārsvārā pētnieki izvēlās veikt izpēti jau esošajām sistēmām un dod aprakstu un datus par to sniegumu. Dažos pētījumos ir veikta bezpilota lidaparātu snieguma rādītāju izpēte, piezemējoties ar dziļās iekrišanas metodi, sniegti dati par piezemēšanās ceļa lielumu, vertikālo piezemēšanās ātrumu, bet nav datu par trieciena enerģiju vai spēku, kas bezpilota lidaparātam jāabsorbē piezemēšanās procesā. Promocijas darba “Bezpilota lidaparāta sistēmas speciālu uzdevumu pildīšanai izstrāde” ietvaros, papildus esošām sistēmām, kas jau tiek izmantotas komerciāli pieejamās bezpilota lidaparātu sistēmās, tika apskatīta iespēja izmantot inovatīvu bezpilota lidaparātu pacelšanās un piezemēšanās sistēmas izmantošanu, kas bez samazināta pacelšanās un piezemēšanās laukuma nepieciešamības vēl papildus nodrošina ievērojami samazinātu kinētiskās enerģijas ietekmi uz bezpilota lidaparāta elementiem piezemēšanās procesā. Sākotnēji tika veikts reāls eksperimentāls lidojums ar bezpilota lidaparātu un veikta tā piezemēšanās ar piedāvāto piezemēšanās metodi, ievadot bezpilota lidaparātu kontrolētā iekrišanas stāvoklī, sekojošā grīstē un attiecīgi pietuvojoties zemei aptuveni ~3 m augstumā, to izvadot no grīstes un ievadot kontrolētā apļveida lidojuma kustībā līdz piezemēšanās momentam. Eksperimentālā pētniecība tika veikta ar rokas vadības radio-iekārtu, kas nevar nodrošināt precīzus rezultātus, bet neskatoties uz to, eksperimentā fāzēs kad bezpilota lidaparāts piezemējās veiksmīgi, ar iepriekš aprakstīto procedūras secību, tā korpusam netika nodarīti nekādi vizuāli identificējami bojājumi. Papildus veiktajam pētījumam vēl būtu jāveic lidojuma modeļa izstrāde simulācijas programmā (*MATLAB*) un jāiestrādā izstrādātais konceptuālais piezemēšanās modelis bezpilota sistēmas lidaparāta autopilota programmā, kas ir turpmākās pētniecības mērķis.

Tāpat, lai risinātu esošo problēmu bezpilota lidaparātu jomā, kas lidaparāta tipa bezpilota lidaparātu izmantošanu ierobežo dēļ tiem nepieciešamā ieskriešanās ceļa, kas esošajiem bezpilota lidaparātiem nepieciešams taisnā lineārā virzienā, promocijas darbā tiek piedāvāts inovatīvs risinājums, kas atrisina šo problēmu – riņķveida pacelšanās sistēma. Tāpat kā piezemēšanās sistēmas gadījumā, eksperimentālā pētniecība tika veikta ar rokas vadības radio-iekārtu, kas nevar nodrošināt precīzus rezultātus, bet, neskatoties uz to, eksperimentā fāzēs bezpilota lidaparāts veiksmīgi turpināja ieskriešanās fāzi (7.pielikums), lai paceltos, pēc operatora veiktās orbitālās ieskriešanās fāzes. Kā iepriekš, papildus veiktajam pētījumam vēl būtu jāveic lidojuma modeļa izstrāde simulācijas programmā (*MATLAB*) un jāiestrādā izstrādātais konceptuālais pacelšanās modelis bezpilota sistēmas lidaparāta autopilota

programmā, kas ir turpmākās pētniecības mērķis. Teorētiski veiktie aprēķini pierāda, ka veicot bezpilota lidaparāta piezemēšanos piedāvātajā inovatīvajā veidā tiek ievērojami samazināta piezemēšanās kinētiskā enerģija, kas jādzēš bezpilota lidaparāta korpusam, saskarsmes fāzē ar zemi piezemējoties. Tāpat arī pacelšanās fāzē, piedāvātajā inovatīvajā sistēmā, ir nepieciešams mazāks pacelšanās ātrums.

Tika izstrādāta bezpilota lidaparātu lidojuma slodzes diagrammas konstruēšanas metodika (2. pielikums), kas ļauj lidojuma slodzes diagrammu konstruēt atkārtoti paša lidaparāta konstruēšanas procesā, lai pārlicinātos, ka konstruēšanas process iet nepieciešamajā virzienā un atbilstoši izvirzītajām prasībām.

Tika izstrādāta bezpilota lidaparātu konstruēšanas pamata datu iegūšanas metodika (3. pielikums) ar atbilstības grafika metodi (*Matching Plot Technique*), kas ļauj iegūt bezpilota lidaparāta sistēmas lidaparāta pamata datus (nepieciešamais spārna laukums, dzinēja jauda) turpmākajam konstruēšanas procesam, kā arī pārreķināt datus, ja tas nepieciešams un konstruēšanas process ir novirzījies no sākotnēji izvirzītajām prasībām un konstruēšanas mērķiem.

Promocijas darbā “BEZPILOTA LIDAPARĀTA SISTĒMAS AR PALIELINĀTU LIDOJUMA ILGUMU IZSTRĀDE” kopumā tika izstrādāta bezpilota lidaparāta sistēma, kas pēc sava snieguma pārsniedz pašreiz komerciāli pieejamu sistēmu rādījumus. Bezpilota lidaparātu parametru sniegums tika pārbaudīts *MATLAB* simulācijas programmā un iegūtie snieguma rezultāti atbilst sākotnēji izvirzītajām prasībām. Papildus vēl būtu jāveic pilna lidojuma modeļa izstrāde un simulācijas programmā (*MATLAB*) un jāpārbauda bezpilota lidaparāta sniegums pie dažādiem simulācijas laika apstākļiem. Pēc pilnas modeļa simulācijas pārbaudes programmā nepieciešama tā reālā modeļa izstrāde un pārbaude reālos apstākļos, kas ir turpmākās pētniecības mērķis.

Jāveic tālāka izpēte inovatīvo piezemēšanās, un, pacelšanās sistēmu iestrādei reālā bezpilota lidaparātu sistēmas modelī, automātiskā režīmā. Ir nepieciešams izstrādāt sistēmu simulācijas modeli, ar kuru nākotnē varētu tās pielāgot dažādām bezpilota lidaparātu sistēmām, novērtēt to izmantošanu dažādos laika apstākļos un apvidos.

SECINĀJUMI

1. Veicot veikto pētījumu un literatūras analīzi bezpilota lidaparātu jomā, jāsecina, ka eksperimenti ir veikti tikai esošu sistēmu un risinājumu ietvaros, nav veikti eksperimenti un pētniecība jaunizstrāžu jomā. Veiktie pētījumi parāda datus par sistēmām, kas tiek lietotas, kas arī ir labs faktors izmantošanai, lai salīdzinātu datus ar jaunizstrādi.
2. Izmantotā bezpilota lidaparāta tipa izvēles metode tika balstīta uz izvirzītajām prasībām ļaujot izvēles parametrus definēt kvantitatīvā veidā tādējādi bija iespējams izvēlēties optimālāko lidaparāta modeli uz aprēķinu pamata.
3. Veikto lidaparāta tipa izvēles metodi varēja izmantot arī, lai izvēlētos visus pārējos bezpilota lidaparātu sistēmas elementus kvantitatīvā veidā uz aprēķina pamata.
4. Bezpilota lidaparāta sistēmas izstrādes procesā veiktie praktiskie lidojumi, ar pielīdzināmu modeli, ļauj atrast jaunus risinājumus un saprast izvēlēto lidaparāta modeļa snieguma spējas. Tika atrasti jauni risinājumi bezpilota lidaparāta palaišanas un piezemēšanās veikšanai, kas nodrošina to palaišanu un piezemēšanu ierobežotā atklātā laukumā, kā arī piezemēšanās procesā lidaparātam ir ievērojami samazināta trieciena kinētiskā enerģija, kas jādzēš lidaparāta korpusam. Izskatīta jauna veida lidaparāta palaišanas sistēma, kas nodrošina lidaparāta palaišanu ierobežotā brīvā laukumā, kā arī ir droša operatoram, kas veic lidaparāta palaišanu.
5. Izmantotās pētniecības metodes, simulācijas programmas, ļaut pārbaudīt sistēmas konstruēšanas procesa pareizumu jau no paša sākuma, kas ļauj izvairīties no lielākām problēmām un pārpratumiem turpmākos izstrādes soļos. Simulācijas rīki ir neatņemama konstruēšanas procesa sastāvdaļa.
6. Pētījuma un BPLA konceptuālā modeļa izstrāde deva iespēju novērtēt lidojošā spārna tipa vieglās vai mini kategorijas BPLA aerodinamiskās shēmas tehniskās un ekonomiskās priekšrocības ar piezemēšanās un pacelšanās sistēmu konceptuālu izstrādi, kā arī izgatavojamo mazo konstrukcijas detaļu skaitu.
7. Pētījums ļauj iepazīt dažādas dator simulācijas programmas un to praktisko pielietojumu sistēmas izstrādes procesā, salīdzināt to darbību, rezultātus, pārbaudīt vingletu pozitīvo ietekmi uz lidojošā spārna tipa BPLA aerodinamiskajām īpašībām pie maziem Reynolds skaitļiem.
8. Konstruēšanas procesā tika izstrādāta metode lidaparāta slodzes diagrammas konstruēšanai uz *MATLAB* programmas pamata. Lidaparāta slodzes diagramma ir būtiski svarīga tā dzīves cikla nodrošināšanai. Slodzes diagramma konstruēšanas procesā tiek vairākkārtīgi pārreķināta, lai pārlicinātos, ka konstruēšana notiek, ievērojot drošības prasības. Izstrādātajā veidā tiek atvieglota lidaparāta slodzes diagrammas pārreķināšana.
9. Konstruēšanas procesā tika izstrādāta metode lidaparāta pamata konstruēšanas parametru iegūšanai, kas ir bezpilota lidaparāta spārna laukums un motora jauda, uz *MATLAB* programmas pamata. Bezpilota lidaparāta konstruēšanas parametri ir būtiski svarīgi, lai konstruēšanas process ietu pareizā virzienā, nebūtu pārpratumu turpmākā konstruēšanas procesā un tiktu sasniegti konstruēšanas mērķi. Metodes pamatā ir atbilstības grafika metode (*Matching Plot Technique*). Nepieciešamības gadījumā to var pārreķināta, ja konstruēšanas process novirzās no sākotnēji izvirzītajām prasībām. Izstrādātajā veidā tiek atvieglota atbilstības grafika konstruēšana.

LITERATŪRA

- [1] Valavanis K. P., Vachtsevanos G. J., Handbook of Unmanned Aerial Vehicles. Springer, 2015.
- [2] Sadraey M. H., Design of Unmanned Aerial Systems. John Wiley & Sons, 2020.
- [3] Webster J. G., Eren H., Measurement, Instrumentation, and Sensors Handbook: Electromagnetic, Optical, Radiation, Chemical, and Biomedical Measurement. Taylor & Francis Group, 2014.
- [4] Kwon Y., Jinyeong H., Sekyung J., Seunghee Y., Suhwan K., Analysis of Design Directions for Ground Control Station (GCS). Journal of Computer and Communications, 2016.
- [5] Unmanned Systems Integrated Roadmap FY2013 – 2038.
- [6] European RPAS Steering Group. Roadmap for the integration of Civil Remotely-Piloted Aircraft Systems into the European Aviation System. 2013.
- [7] Peterson M. e., The UAV and the current and future regulatory construct for integration into the national airspace system.
- [8] Reg Austin, Unmanned Aircraft Systems: UAVS Design, Development and Deployment, First Edition. – New Jersey: John Wiley & Sons, 2010. – 332 pages.
- [9] Kimon P. Valavani, Advances in Unmanned Aerial Vehicles, Springer, 2007. – 543 pages.
- [10] Aksu, O., Alwardt, Ch., Bendsen, S., and others, A Comprehensive Approach to Countering Unmanned Aircraft Systems. Joint Air Power Competence Center. 2020. – 644 pages.
- [11] Joint Authorities for Rulemaking of Unmanned Systems: JARUS Guidance Material to JARUS-FCL Recommendation, WG1, Version 0.4, February 2017, JAR_doc_10, D.4.
- [12] Joint Authorities for Rulemaking of Unmanned Systems: Recommendations for Certification Specification for Light Unmanned Aeroplane Systems, WG-3 Airworthiness, Edition 0.3, November 2016, JAR_DEL_WG3_D.04.
- [13] Joint Authorities for Rulemaking of Unmanned Systems: Recommendations for Certification Specification for Unmanned Aircraft Systems, WG-3 Airworthiness, Edition 1.0, September 2019, JARUS-DEL-WG3- CS-UAS-D.04.
- [14] Sadraey, M., Aircraft Design, John Wiley & Sons, Ltd, 2013.
- [15] Roskam, J., Airplane Design, DAR Corporation, 2003.
- [16] Torenbeek, E., Advanced aircraft design: Conceptual design, analysis and optimization of subsonic, civil airplanes, John Wiley & Sons, Ltd., 2013.
- [17] Stinton, D., The Design of the Aeroplane, AIAA, 2001.
- [18] Joint Authorities for Rulemaking of Unmanned Systems: RPAS C2 link Required Communication Performance (C2 link RCP) concept, WG5, Edition V1.0, May 2016, JAR_doc_13.
- [19] Joint Authorities for Rulemaking of Unmanned Systems: JARUS Recommendations on the use of Controller Pilot Data Link Communications (CPDLC) in the RPAS communications context, WG5, Edition V1.0, June 2016, JAR_doc_07.

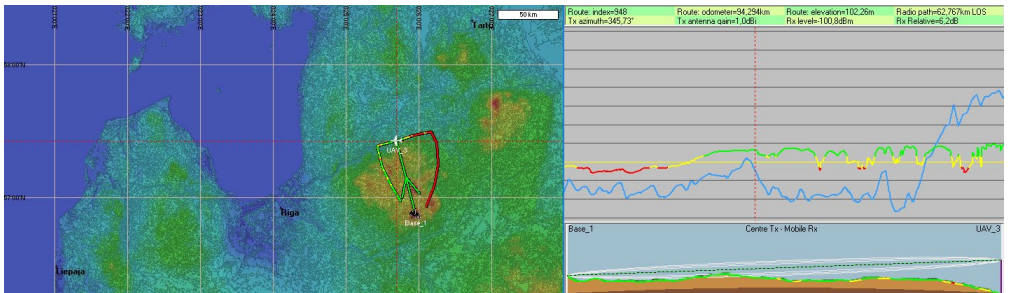
- [20] J. Gundlach, *Designing Unmanned Aircraft Systems: A Comprehensive Approach*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2021, 869 pages.
- [21] National Aeronautics and Space Administration, NASA Headquarters: *NASA Systems Engineering Handbook*, Washington, D. C. 20546, December 2007, NASA/SP-2007-6105 Rev1.
- [22] National Aeronautics and Space Administration, NASA Headquarters: *NASA Risk Management Handbook*, Washington, D. C. 20546, November 2011, NASA/SP-2011-3422 Version 1.0.
- [23] National Aeronautics and Space Administration Headquarters, Office of the Chief Engineer: *NASA Space Flight Program and Project Management Handbook*, Washington, D. C. 20546, September 2014, NASA/SP-2014-3705, ISBN: 978-0-9710327-3-6.
- [24] National Aeronautics and Space Administration, NASA Headquarters: *NASA Schedule Management Handbook*, Washington, D. C. 20546, March 2011, NASA/SP-2010-3403.
- [25] National Aeronautics and Space Administration: *NASA Work Breakdown Structure (WBS) Handbook*, Washington, D. C. 20546, January 2018, NASA/SP-2016-3404/REV1.
- [26] Blanchard, B. S. and Fabrycky, W. J., *Systems Engineering and Analysis*, Prentice Hall, 2013.
- [27] Joaquim R. R. A. Martins, Andrew B. Lambe, *Multidisciplinary Design Optimization: A Survey of Architectures*, AIAA, 2013.
- [28] Singiresu S. Rao, T., *Engineering Optimization: Theory and Practice*. John Wiley & Sons, Inc, 2009.
- [29] Daniel P. Raymer, *Doctoral Thesis: Enhancing Aircraft Conceptual Design Using Multidisciplinary Optimization*, Report 2002-2, May 2002, ISBN 91-7283-259-2.
- [30] *Certification Specifications, CS-VLA*, European Aviation Safety Agency, 2009, www.easa.europa.eu.
- [31] Sadraey, M., *Aircraft Performance Analysis*, VDM Verlag Dr. Müller, 2009.
- [25] Bertin, L. J. and Cummings, R. M., *Aerodynamics for Engineers*, 5th edn, Pearson/Prentice Hall, 2009.
- [32] Lan, E. C. T. and Roskam, J., *Airplane Aerodynamics and Performance*, DAR Corporation, 2003.
- [33] Roskam, J., *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Control*, DAR Corporation, 2007.
- [34] McCormick, B. W., *Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics*, Wiley-VCH Verlag GmbH, 1979.
- [35] Etkin, B. and Reid, L. D., *Dynamics of Flight-Stability and Control*, 3rd edn, Wiley-VCH Verlag GmbH., 1996.
- [36] Martin Hepperle, <http://www.MH-AeroTools.de/>, 2006.
- [37] Mark D. Maughmer: *The Design of Winglets for Low-Speed Aircraft*, The Pennsylvania State University.

- [38] Saravanan Rajendran, Design of Parametric Winglets and Wing tip devices – A Conceptual Design Approach, Linkoping University, Institute of Technology, Department of Management and Engineering (IEI).
- [39] Phil R. Rademacher, Winglet Performance Evaluation Through The Vortex Lattice Method, Embry-Riddle Aeronautical University, Daytona Beach, Florida, May 2014.
- [40] Randal W. Beard, Timothy W. McLain, Small Unmanned Aircraft: Theory and Practice, the United Kingdom: Princeton University Press, 2012. – 317 pages.
- [41] David G. Hull, Fundamentals of Airplane Flight Mechanics, 4th edn, Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2007.
- [42] H. Taniguchi, Analysis of Deepstall Landing for UAV, The University of Tokyo, 26th International Congress of The Aeronautical Sciences, 2008.
- [43] Siri H. Mathisen, K. Grytey, Thor I. Fossenz, Tor A. Johansen, Non-linear Model Predictive Control for Longitudinal and Lateral Guidance of a Small Fixed-Wing UAV in Precision Deep Stall Landing, Norwegian University of Science and Technology.
- [44] W. J. Crowther, K.Prassas, Post Stall Landing for Field Retrieval of UAVs, University of Manchester, 2023.
- [45] Pranav Jetley, P. B. Sujit, Srikanth Saripalli, Safe Landing of Fixed Wing UAVs, 47th Annual IEEE/IFIP International Conference on Dependable Systems and Networks Workshops, 2017.
- [46] Pointer W., Kotsis G., Langthaler P., Naderhirn M., Using formal methods to verify safe deep stall landing of a MAV, DOI: 10.1109/DASC.2011.6096086, 2011.
- [47] Gian-Andrea H., Optimizing Deep-stall Landing Maneuvers on Small Fixed-wing UAVs, ETH Library, 2019.
- [48] Siri M., Gryte K., Gros S., Johansen T. A., Precision Deep-Stall Landing of Fixed-Wing UAVs using Nonlinear Model Predictive Control, Norwegian University of Science and Technology, 2010.
- [49] Aviation Education. www.luizmonteiro.com.
- [50] J. Kirtley, Electric Motor Handbook, McGraw-Hill (www.digitalengineeringlibrary.com), 2004.
- [51] Mclean, D., Automatic Flight Control Systems, Prentice-Hall, 1990.
- [52] Nelson, R., Flight Stability and Automatic Control, McGraw Hill, 1989.
- [53] Doug Griffith, General Image Quality Equation (GIQE), National Geospacial-Intelligence Agency, JACIE Conference, 18 April 2012.
- [54] G. M. Koretsky, J. F. Nicoll, M. S. Taylor, A Tutorial on Electro-Optical/Infrared (EO/IR) Theory and Systems, Institute for Defense Analyses, IDA Document D-4642, January 2013.
- [55] Jingbo Bai, Yangyang Sun, EO Sensor Planning for UAV Engineering Reconnaissance Based on NIIRS and GIQE, Hindawi, Mathematical Problems in Engineering, Volume 2018, Article ID 6837014, 9 pages.
- [56] Mary A. Lumang, Long-Range Surveillance Cameras & Johnson's Criteria, www.cohu-cameras.com.

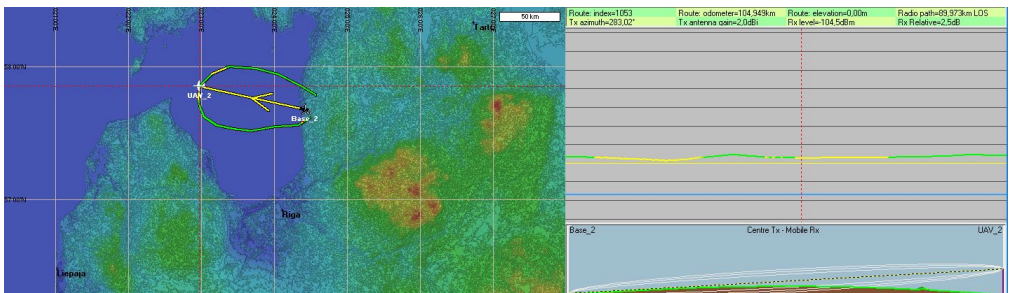
- [57] Anderson, J., Introduction to Flight. McGraw Hill Education, 2016, 929 pages.
- [58] <https://www.mathworks.com>.
- [59] B. Zohuri, Dimensional Analysis and Self-Similarity Methods for Engineers and Scientists, Springer International Publishing Switzerland, 2015, 379 pages.
- [60] Frank M. White, Fluid Mechanics, 8th Edition, McGraw-Hill Education, 2016, 780 pages.
- [61] S. Discetti, A. Ianiro, Experimental Aerodynamics, Taylor & Francis Group, 2017, 483 pages.
- [62] B. Chanetz, J. Détery, P. Gilliéron, P. Gnemmi, E.R. Gowree, P. Perrier, Experimental Aerodynamics: An Introductory Guide, Springer Tracts in Mechanical Engineering, 2020, 329 pages.

PIELIKUMI

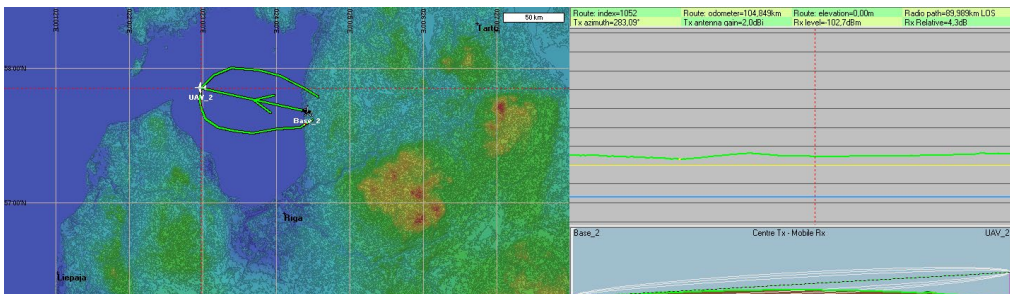
Radio sakaru pārbaude programmā *Radio Mobile*



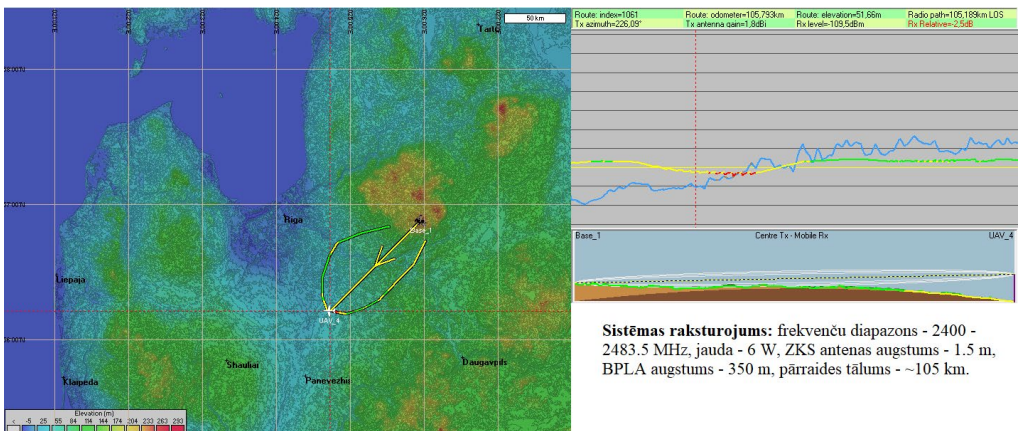
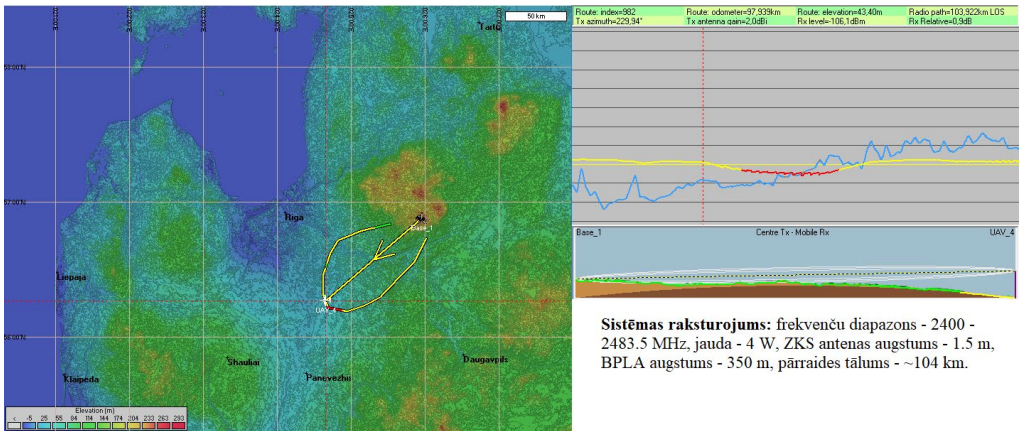
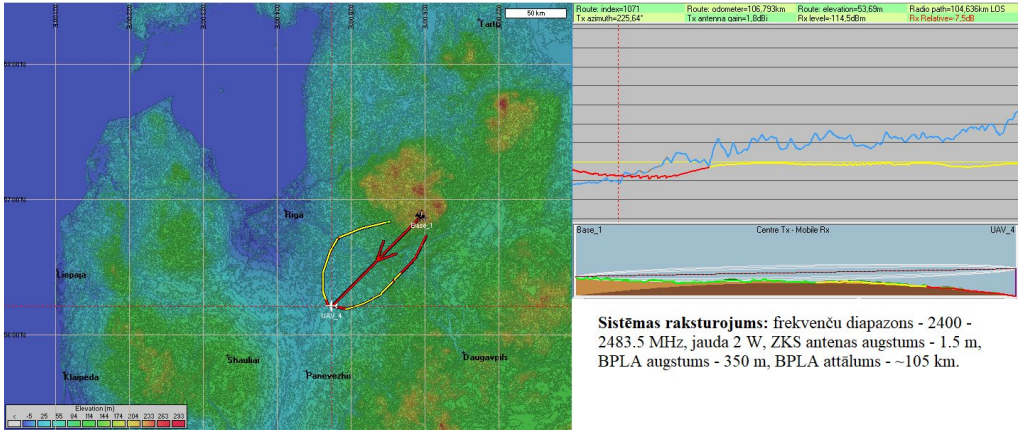
Sistēmas raksturojums: frekvenču diapazons - 869.4 - 869.65 MHz, jauda - 2 W, ZKS antenas augstums - 1.5 m, BPLA augstums 350 m, pārraides tālums - ~63 km.

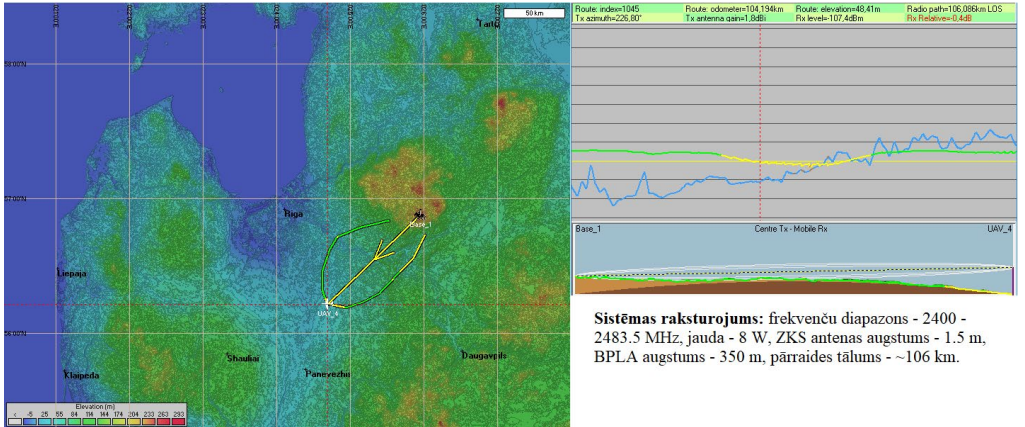


Sistēmas raksturojums: frekvenču diapazons - 869.4 - 869.65 MHz, jauda - 4 W, ZKS antenas augstums 1.5 m, BPLA augstums - 350 m, pārraides tālums - ~90 km.

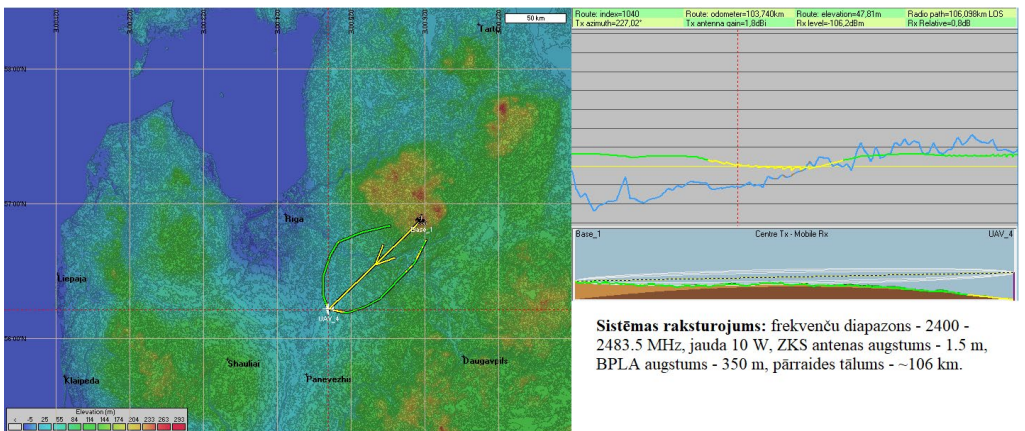


Sistēmas raksturojums: frekvenču diapazons - 869.4 - 869.65 MHz, jauda - 6 W, ZKS antenas augstums - 1.5 m, BPLA augstums - 350 m, pārraides tālums - ~90 km.





Sistēmas raksturojums: frekvenču diapazons - 2400 - 2483.5 MHz, jauda - 8 W, ZKS antenas augstums - 1.5 m, BPLA augstums - 350 m, pārraides tālums - ~106 km.



Sistēmas raksturojums: frekvenču diapazons - 2400 - 2483.5 MHz, jauda 10 W, ZKS antenas augstums - 1.5 m, BPLA augstums - 350 m, pārraides tālums - ~106 km.

MATLAB kods atbilstības grafika konstruēšanai

```

Vs = 8.5; % The stall speed according to requirements in
% certification specification EASA CS VLA, m/s
Vc = 26.0; % The cruising speed according to design requirements,
m/s
Vmax = 33.8; % Calculated maximum speed, m/s
Vto = 11.05;
Vr = Vto; % Take-off rotation speed, m/s
hac = 5000; % Absolute ceiling altitude, m
Clmax = 1.6; % Maximum lift coefficient for preliminary design faze
e = 0.8; % Oswald efficiency factor
AR = 12; % Wing aspect ratio for preliminary design faze
K = 0.0331741; % Calculated induced drag coefficient
g = 9.81; % Gravitational acceleration, m/s^2
Cd0 = 0.0245; % Zero lift-drag coefficient
Cd0to = 0.0835; % Zero lift-drag coefficient at take-off
Clto = 0.85; % Aircraft lift coefficient at take-off
Cdto = 0.10747; % Aircraft drag coefficient at take-off
Cdg = 0.03947; % Coefficient
Clr = Clto; % Lift coefficient at take-off rotation
nu = 0.08; % Drag coefficient for lunch unit
Sto = 2; % Launch unit length
rhosl = 1.225; % Air density at see level
rhoc = 1.184; % Air density at cruising altitude of 350 m above see
level
rhoac = 0.736; % Air density at absolute ceiling altitude
mupto = 0.55; % Propeller efficiency coefficient at take-off
mupac = 0.8; % Propeller efficiency coefficient at cruising altitude
LDmax = 11.5; % Lift drag value for preliminary design faze
ROCAC = 0; % Rate of clime at absolute ceiling, m/s
ROCCS = 0.5; % Rate of clime at service ceiling, m/s
ROCCrC = 1.5; % Rate of clime at cruise ceiling, m/s
ROCCoC = 5; % Rate of clime at combat ceiling, m/s
WS = 1/2*rhosl*Vs^2*Clmax;
x1 = WS;
x2 = WS;
y1 = 0;
y2 = 1.5;
plot([x1,x2],[y1,y2],'-g')
text(55,1.2,'Stall speed')
axis([0 80 -0.5 1.5])
xlabel('W/S, N/m^2')
ylabel('W/P, N/W')
grid on
hold on
WSms = 0:2:80;
WPvmax =
mupac./((0.5*rhosl*Vmax^3*Cd0./WSms)+(((2*K)./(rhoc*(rhoc/rhosl)*Vmax)).*
WSms));
plot(WSms,WPvmax,'--r')
text(10,-0.05,'Maximum speed')
WPsto = (((1-exp(0.6*rhosl*g*Cdg*Sto)./WSms))./(nu-
(nu+Cdg/Clr).*(exp(0.6*rhosl*g*Cdg*Sto)./WSms))).*(mupto/Vto);
disp(WPsto)
plot(WSms,WPsto,'b--o')
text(5,1.2,'Take-off run')
WProc = 1./(3.6363+(sqrt(1.0969.*WSms)*0.1826));
plot(WSms,WProc,'*-c')

```

```

text(5,0.3,'Rate of clime')
WPs1c =
(rhoc/rhos1) ./ ((ROCCrC/mupac)+sqrt((2/(rhoc*sqrt(3*Cd0/K)))*WSms) * (1.115/
(LDmax*mupac)));
plot(WSms,WPs1c,'*-y')
text(10,0.5,'Cruise ceiling')
[xint,yint] = polyxpoly([x1,x2],[y1,y2],WSms,WPvmax);
plot(xint,yint,'ok')
text(62,0.2,{'Design','poin'})
disp([xint,yint])
[xint,yint] = polyxpoly([x1,x2],[y1,y2],WSms,WPvmax);
plot(xint,yint,'ok')
text(65,-0.2,'Design poin')
disp([xint,yint])

```

MATLAB kods lidojuma slodzes diagrammas konstruēšanai

```

m = 8.013; % Maximum take-off mass, kg
Swga = 1.1102; % Wing gross area, m^2
Clmax1 = 1.6; % Lift coefficient on positive stall
Clmax2 = -0.8; % Lift coefficient on negative stall
AR = 8; % Aspect ratio
alfa = 6.3; % Instantaneous angle of attack during gust
Vc = 20.20; % Recalculated cruise speed, m/s
Vmax = 26.26; % Recalculated maximum speed, m/s
Vs = 8.5; % Stall speed according to design requirements, m/s
g = 9.81; % Gravitational acceleration, m/s^2
h = 0:10:5000; % The UAS air vehicle usage height from MSL, m
Cd0 = 0.024482; % Zero lift-drag coefficient
e = 0.8; % Oswald efficiency factor
phi = 0; % The UAS air vehicle bank angle, deg
W = m*g;
rhoms1 = 1.225; % The air density at mean see level
rhoc = 1.184; % The air density at 350 m altitude MSL
nmax1 = 3.8; % maximum positive limit factor
nmax2 = -0.5*nmax1; % maximum negative limit factor
Vd = 1.4*Vc; % The dive speed, m/s
V = sqrt((nmax1*W)/((0.5*rhoms1*Swga*Clmax1)));
Vsi = sqrt((-2*W)/(rhoms1*Swga*Clmax2));
Vj = sqrt((-2*W)/(0.5*rhoms1*Swga*Clmax2));
x = [0, Vs, V, Vd, Vd, Vj, Vsi, 0];
y = [0, 1, nmax1, nmax1, nmax2, nmax2, -1, 0];
plot(x,y, '--m')
axis([0 30 -7.5 9.5])
grid on
title('The Flight Envelope, the combined V-n diagram for UAS air vehicle')
xlabel('The Air Vehicle Speed, m/s')
ylabel('The load factor')
Cmgc = 0.35; % Mean wing geometric chord, m
mugms1 = (2*m)/(rhoms1*Cmgc*alfa*Swga); % The Air vehicle mass ratio
kgms1 = (0.88*mugms1)/(5.3+mugms1); % The coefficient
mugag = (2*m)/(rhoc*Cmgc*alfa*Swga); % The Air vehicle mass ratio
kgag = (0.88*mugag)/(5.3+mugag); % The coefficient
Vgec = 15.24; % The gust velocity at cruise speed, m/s
Vged = 7.62; % The gust velocity at diving speed, m/s
npos1 = 1 + (kgms1*Vgec*Vc*alfa*rhoms1*Swga)/(2*m*g);
nneg1 = 1 - (kgms1*Vgec*Vc*alfa*rhoms1*Swga)/(2*m*g);
npos2 = 1 + (kgms1*Vged*Vd*alfa*rhoms1*Swga)/(2*m*g);
nneg2 = 1 - (kgms1*Vged*Vd*alfa*rhoms1*Swga)/(2*m*g);
nposag1 = 1 + (kgag*Vgec*Vc*alfa*rhoc*Swga)/(2*m*g);
nnegag1 = 1 - (kgag*Vgec*Vc*alfa*rhoc*Swga)/(2*m*g);
nposag2 = 1 + (kgms1*Vged*Vd*alfa*rhoc*Swga)/(2*m*g);
nnegag2 = 1 - (kgms1*Vged*Vd*alfa*rhoc*Swga)/(2*m*g);
maximum_1 = [npos1, npos2, nposag1, nposag2]';
[nmax_1] = max(maximum_1);
maximum_2 = [nneg1, nneg2, nnegag1, nnegag2]';
[nmax_2] = min(maximum_2);
hold on
x1 = 0:5:25;
y1 = 1 + (kgms1*Vgec.*x1*alfa*rhoms1*Swga)/(2*m*g);
plot(x1, y1, '-c')
x2 = 0:5:25;
y2 = 1 - (kgms1*Vgec.*x2*alfa*rhoms1*Swga)/(2*m*g);
plot(x2, y2, '-c')

```

```

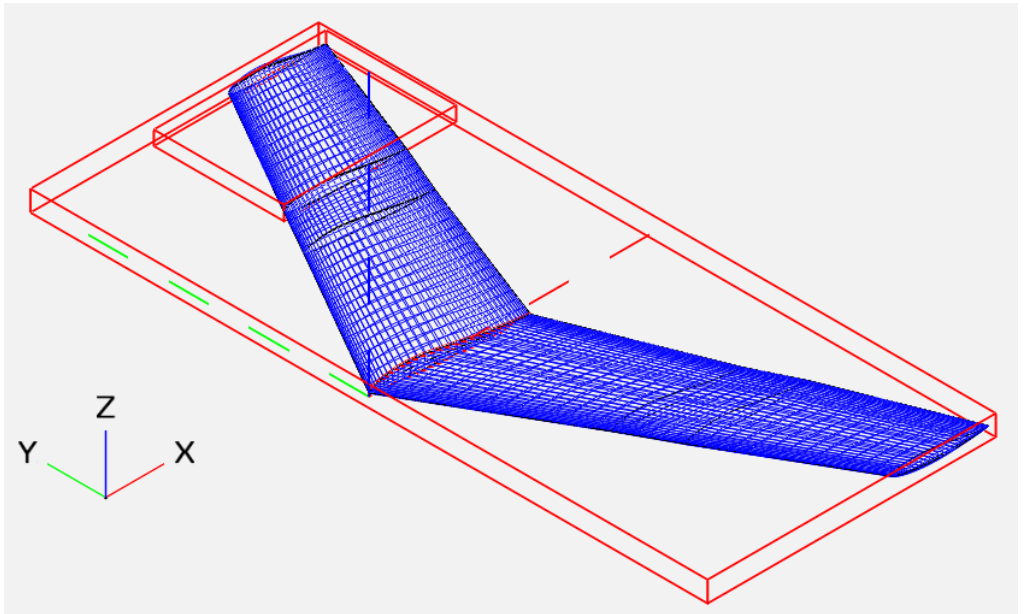
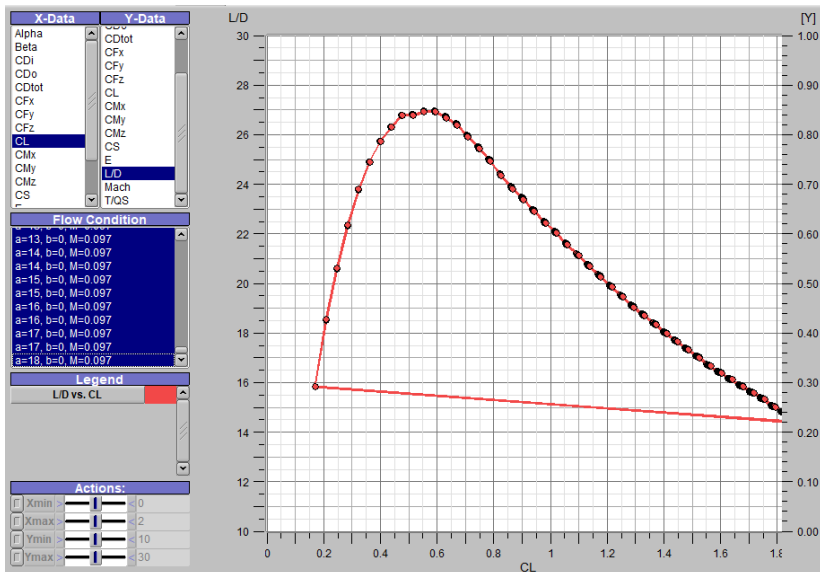
x3 = 0:5:30;
y3 = 1 + (kgmsl*Vged.*x3*alfa*rhoms1*Swga)./(2*m*g);
plot(x3,y3,'-g')
x4 = 0:5:30;
y4 = 1 - (kgmsl*Vged.*x4*alfa*rhoms1*Swga)./(2*m*g);
plot(x4,y4,'-g')
text(15,6,'15.24m/s')
text(9,3.5,'7.62m/s')
text(9.5,-4,'-15.24m/s')
text(24,-4.5,'-7.62m/s')
x0 = [0,5,10,15,20,25,30];
y0 = [0,0,0,0,0,0,0];
plot(x0,y0,'-xk')
text(5.3,0.4,'5')
text(10,-0.5,'10')
text(15,-0.5,'15')
text(19,-0.5,'20')
text(25,-0.5,'25')
text(30,-0.5,'30')
xintVs = [Vs,Vs];
yintVs = [1.8,-0.4];
plot(xintVs,yintVs,'--r')
text(8.8,0.4,'Vs')
xintVsi = [Vsi,Vsi];
yintVsi = [0.5,-1.5];
plot(xintVsi,yintVsi,'--r')
text(12.2,-0.3,'Vsi')
xintV = [V,V];
yintV = [4.2,-0.5];
plot(xintV,yintV,'--r')
text(15.6,0.4,'V')
xintVj = [Vj,Vj];
yintVj = [-2.2,0.5];
plot(xintVj,yintVj,'--r')
text(17.2,-0.4,'Vj')
xintVc = [Vc,Vc];
yintVc = [8.8,-6.8];
plot(xintVc,yintVc,'--r')
text(20.6,0.5,'Vc')
xintVmax = [Vmax,Vmax];
yintVmax = [4.2,-2.2];
plot(xintVmax,yintVmax,'--m')
text(23.5,1.5,'Vmax')
xintVd = [Vd,Vd];
yintVd = [8.8,-5];
plot(xintVd,yintVd,'--r')
text(28.5,0.4,'Vd')
[xint,yint] = polyxpoly(xintVc,yintVc,x1,y1);
plot(xint,yint,'ok')
text(20.5,9.0,'D')
[xint,yint] = polyxpoly(xintVc,yintVc,x2,y2);
plot(xint,yint,'ok')
text(19.5,-6.8,'I')
[xint,yint] = polyxpoly(xintVd,yintVd,x3,y3);
plot(xint,yint,'ok')
text(28.6,7.0,'E')
[xint,yint] = polyxpoly(xintVd,yintVd,x4,y4);
plot(xint,yint,'ok')
text(28.6,-3.8,'H')
x = 0;
y = 0;

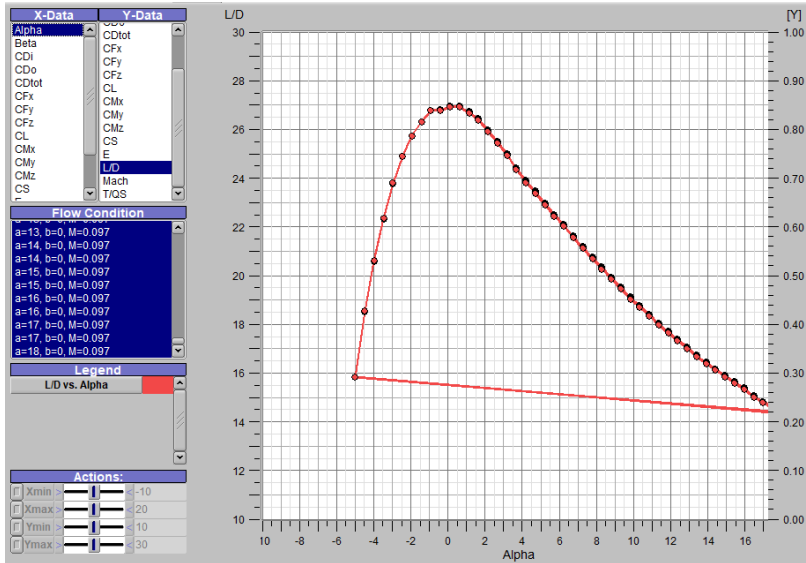
```

```

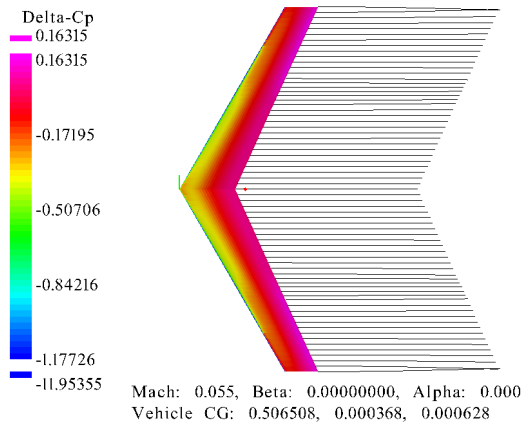
plot(x,y,'ok')
text(-1,0,'O')
x = Vs;
y = 1;
plot(x,y,'ok')
text(8,1.5,'A')
x = V;
y = nmax1;
plot(x,y,'ok')
text(16,4.5,'B')
x = Vd;
y = nmax1;
plot(x,y,'ok')
text(28.6,4.5,'F')
x = Vd;
y = nmax2;
plot(x,y,'ok')
text(28.6,-1.6,'G')
x = Vj;
y = nmax2;
plot(x,y,'ok')
text(16.0,-2.3,'J')
x = Vsi;
y = -1;
plot(x,y,'ok')
text(11,-1.3,'K')
xlfa = [Vs,0];
ylfa = [1,1];
plot(xlfa,ylfa,'-.k')
xlfb = [Vd,V,0];
ylfb = [nmax1,nmax1,nmax1];
plot(xlfb,ylfb,'-.k')
xld = [Vc,0];
yld = [nmax_1,nmax_1];
plot(xld,yld,'-.k')
xlgj = [Vd,Vj,0];
ylgj = [nmax2,nmax2,nmax2];
plot(xlgj,ylgj,'-.k')
xli = [Vc,0];
yli = [nmax_2,nmax_2];
plot(xli,yli,'-.k')
xlk = [Vsi,0];
ylk = [-1,-1];
plot(xlk,ylk,'-.k')
xcombp = [Vs,Vs,V,Vc,Vd,Vd,Vd,Vd,Vc,Vj,Vsi,Vsi];
ycombp = [0,1,nmax1,nmax_1,npos2,nmax1,nmax2,nmax2,nneg2,nneg1,nmax2,-1,0];
plot(xcombp,ycombp,'-k','LineWidth',2)

```

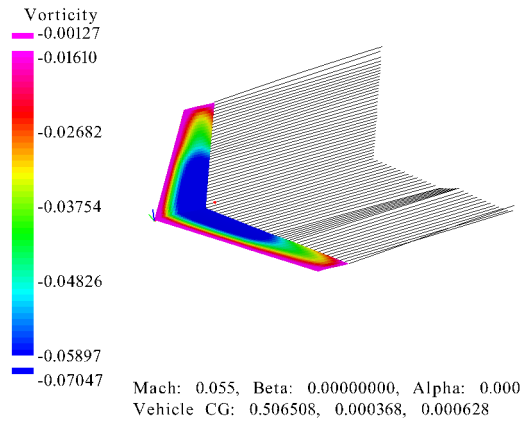
Spārņa pārbaude *CFD OpenVSP* programmā1. att. *CFD OpenVSP* programmā modelētais spārns.2. att. *CFD OpenVSP* programmā aprēķinātais sniegums: L/D pret C_L grafiks.



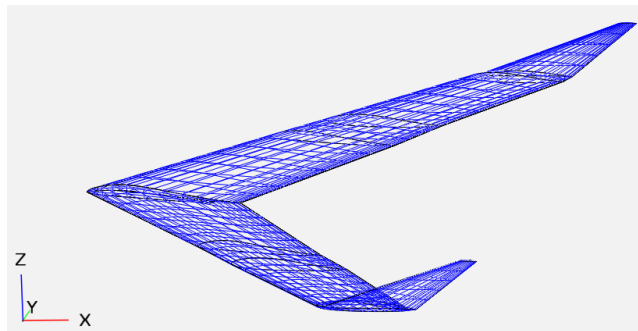
3. att. CFD OpenVSP programmā aprēķinātais sniegums: L/D pret α grafiks.



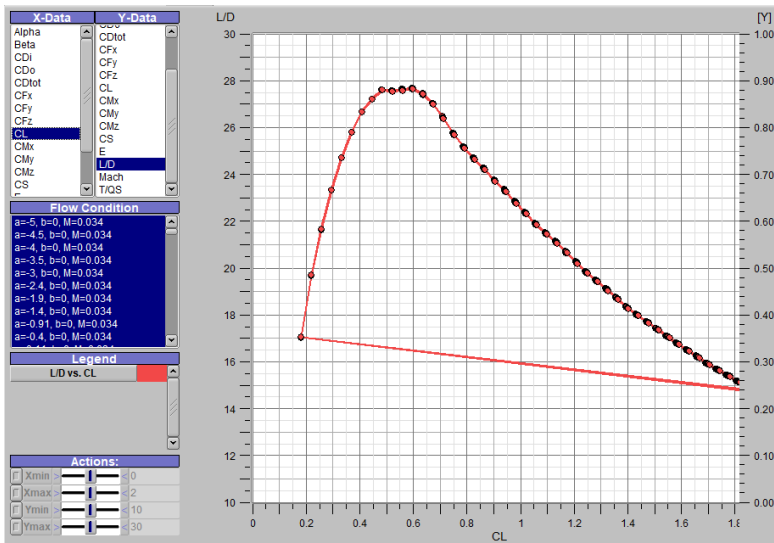
4. att. CFD OpenVSP programmā aprēķinātais sniegums: spiediena attēlojums.



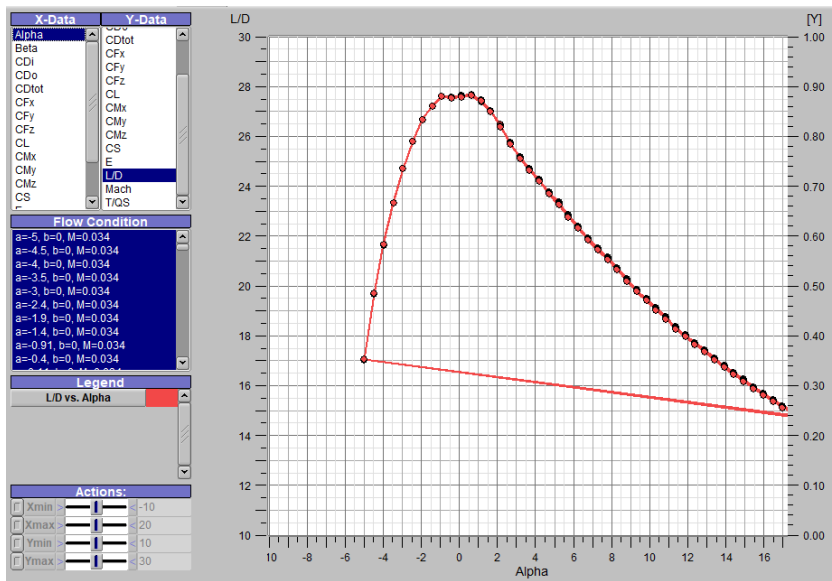
5. att. CFD OpenVSP programmā aprēķinātais sniegums: virpuļojuma attēlojums.



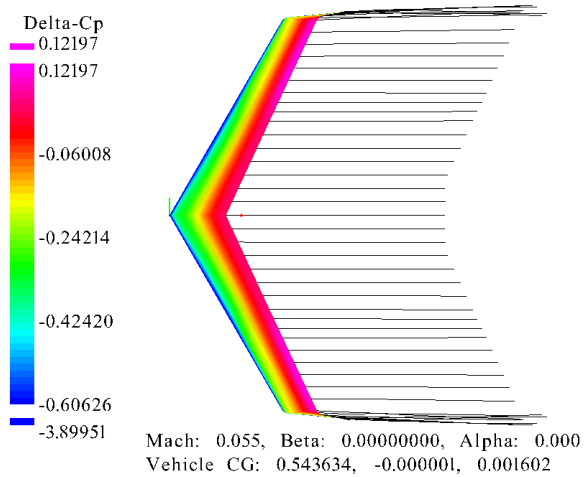
6. att. CFD OpenVSP programmā modelētais spārns ar vingletiem.



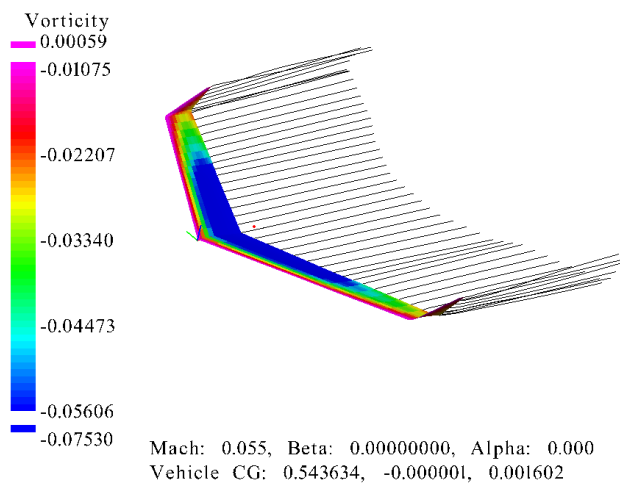
7. att. CFD OpenVSP programmā aprēķinātais sniegums: L/D pret C_L grafiks.



8. att. CFD OpenVSP programmā aprēķinātais sniegums: L/D pret α grafiks.

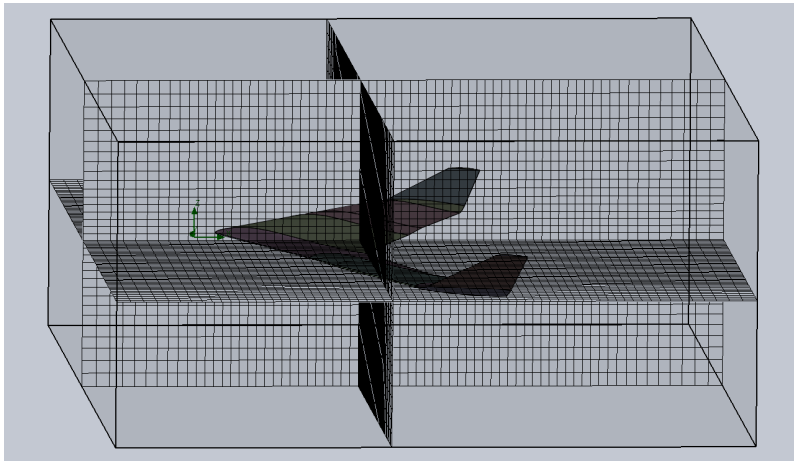


9. att. CFD OpenVSP programmā aprēķinātais sniegums: spiediena un virpuļojuma attēlojums.

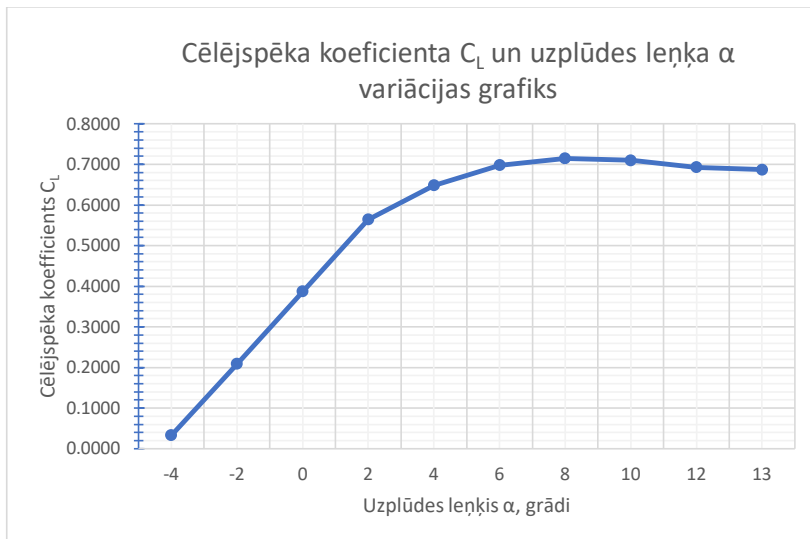


10. att. *CFD OpenVSP* programmā aprēķinātais sniegums: virpuļojuma attēlojums.

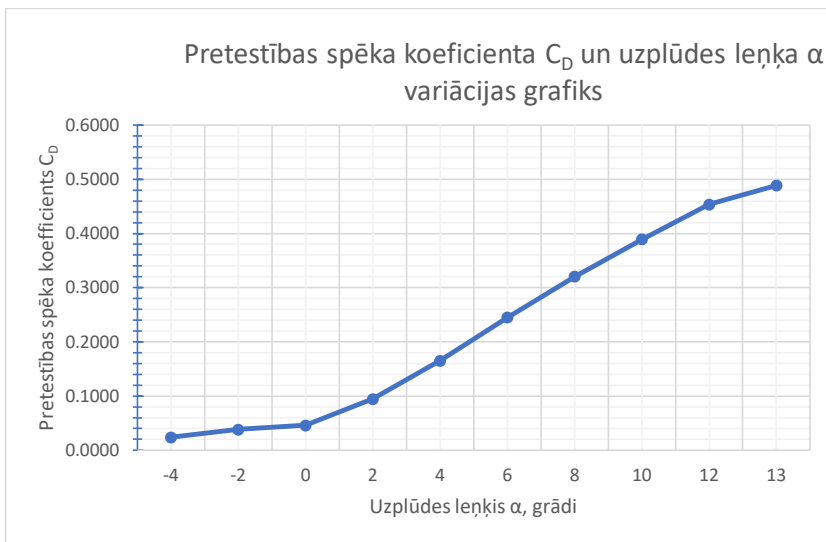
Spārna pārbaude *CFD Solidworks Flow Simulation* programmā



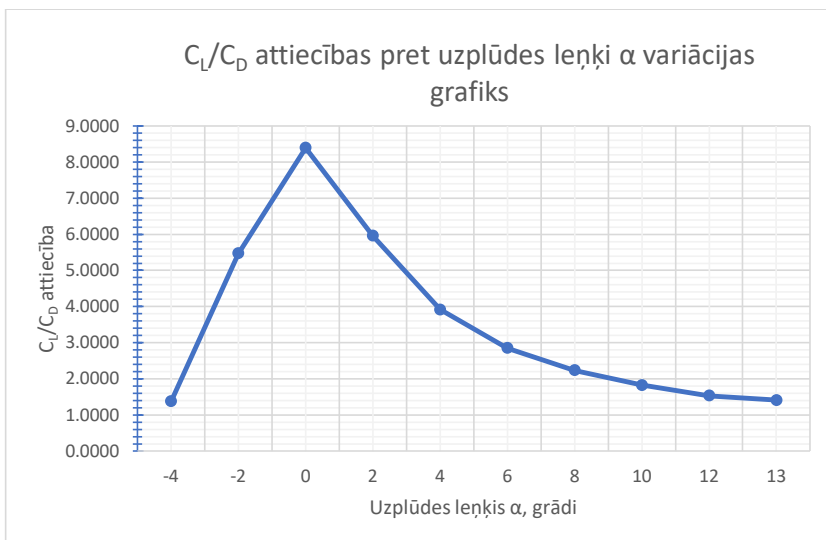
1.att. *Solidworks Flow Simulation* programmā sagatavotais skaitļošanas domēna tīkls un režģis.



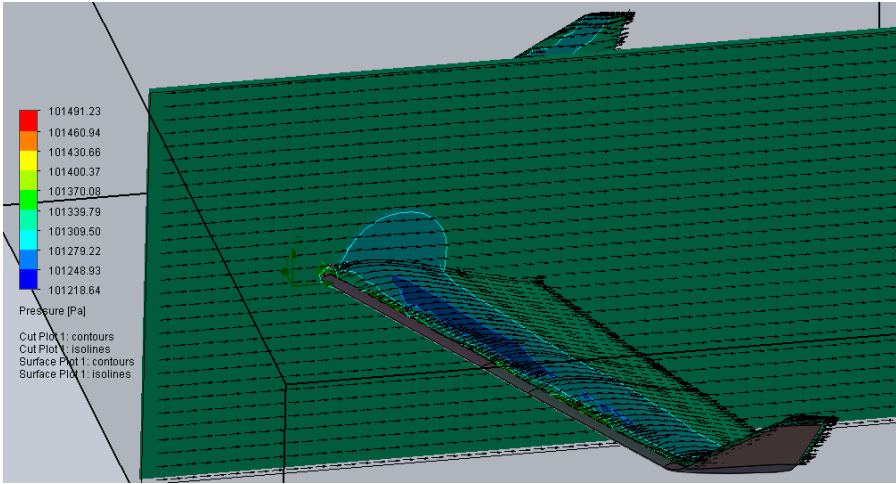
2.att. Cēlējspēka koeficienta C_L pret uzplūdes leņķi α variācijas grafiks.



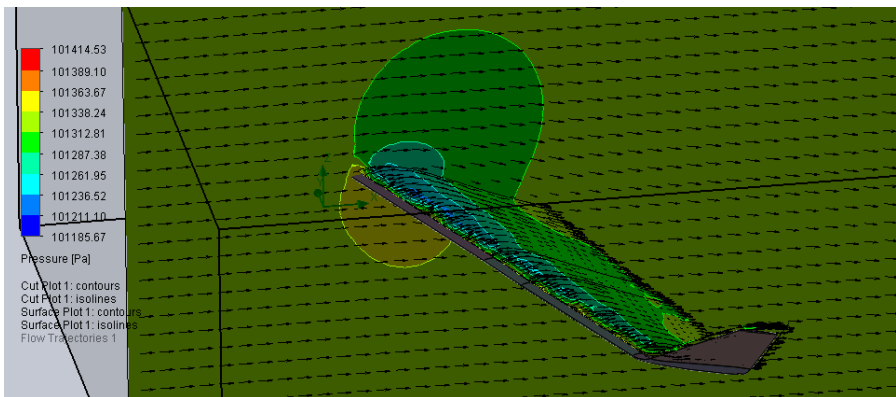
3.att. Pretestības spēka koeficienta C_D pret uzplūdes leņķi α variācijas grafiks.



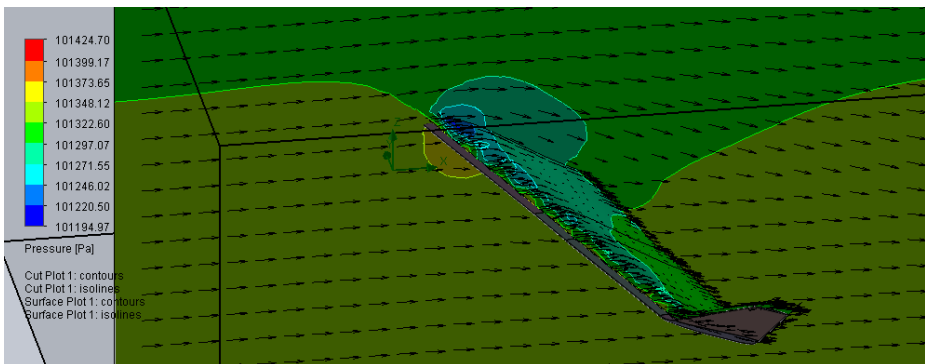
4.att. C_L/C_D attiecības pret uzplūdes leņķi α variācijas grafiks.



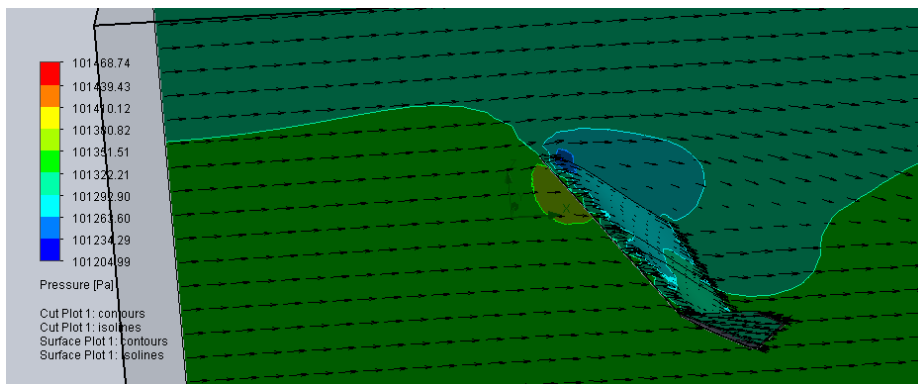
5.att. Spiediena kontūra pie 0° uzplūdes leņķa.



6.att. Spiediena kontūra pie 4° uzplūdes leņķa.



7.att. Spiediena kontūra pie 8° uzplūdes leņķa.



8.att. Spiediena kontūra pie 12° uzplūdes leņķa.

MATLAB kods spārna parametru noteikšanai

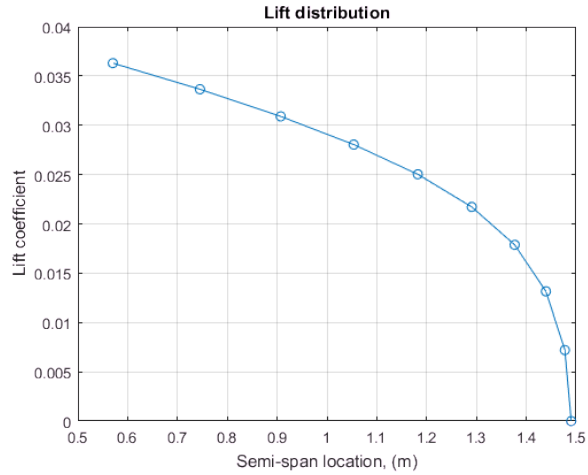
```

% In this file UAS air vehicle initial wing parameters are calculated using
% Lifting Line Theory.
%% Initial parameters:
clc
clear
N = 12; % (number of segments - 1)
S = 1.1102; % m^2
AR = 8; % Aspect ratio
lambda = 0.6; % Taper ratio
alpha_twist = -1.5; % Twist angle (deg)
i_w = 4.6; % wing setting angle (deg)
a_2d = 6.1; % lift curve slope (1/rad)
alpha_0 = -1.5; % zero-lift angle of attack (deg)
b = sqrt(AR*S); % wing span (m)
MAC = S/b; % Mean Aerodynamic Chord (m)
Croot = (1.5*(1+lambda)*MAC)/(1+lambda+lambda^2); % root chord (m)
Ctip = lambda*Croot; % tip chord (m)
theta = pi/(2*N):pi/(2*N):pi/2;
alpha = i_w+alpha_twist:-alpha_twist/(N-1):i_w;
%% segment's angle of attack
z = (b/2)*cos(theta);
c = Croot * (1 - (1-lambda)*cos(theta)); % Mean Aerodynamics
% chord at each segment (m)
mu = c * a_2d / (4 * b);
LHS = mu.*(alpha-alpha_0)/57.3; % Left Hand Side
%% Solving N equations to find coefficients A(i):
B = zeros(N);
for i=1:N
for j=1:N
B(i,j) = sin((2*j-1)*theta(i))*(1 + (mu(i)*(2*j-1))/sin(theta(i)));
end
end
sum1 = zeros(N);
sum2 = zeros(N);
A=B\transpose(LHS);
for i = 1:N
sum1(i) = 0;
sum2(i) = 0;
for j = 1 : N
sum1(i) = sum1(i) + (2*j-1) * A(j)*sin((2*j-1)*theta(i));
sum2(i) = sum2(i) + A(j)*sin((2*j-1)*theta(i));
end
end
CL = 4*b*sum2/c;
CL1=[0 CL(1) CL(2) CL(3) CL(4) CL(5) CL(6) CL(7) CL(8) CL(9)];
y_s=[b/2 z(1) z(2) z(3) z(4) z(5) z(6) z(7) z(8) z(9)];
plot(y_s,CL1,'-o')
grid
title('Lift distribution')
xlabel('Semi-span location, (m)')
ylabel ('Lift coefficient')
CL_wing = pi * AR * A(1);
%% Summary of Lifting Line Theory calculation results:
% Wing lifting coefficient:
Wing_Lifting_Coefficient = ['CL_wing = ',num2str(CL_wing),' - coefficient'];
disp(Wing_Lifting_Coefficient)
% Wing mean aerodynamic chord:

```



```
Mean_Aerodynamic_Chord = ['MAC = ', num2str(MAC), ' m'];  
disp(Mean_Aerodynamic_Chord)  
% Wing root chord:  
Root_Chord = ['Croot = ', num2str(Croot), ' m'];  
disp(Root_Chord)  
% Wing tip chord:  
Tip_Chord = ['Ctip = ', num2str(Ctip), ' m'];  
disp(Tip_Chord)
```



```
CL_wing = 0.46373 - coefficient  
MAC = 0.37253 m  
Croot = 0.45615 m  
Ctip = 0.27369 m
```

**MATLAB kods pieņemšanās spēka un kinētiskās enerģijas
aprēķinam lineārā un orbitālā pieņemšanās lidojuma gadījumā**

```

% The UAV system air-vehicle impact forces during landing touchdown
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Physical parameters of airframe
g      = 9.81;          % Gravitational acceleration, m/s^2
m      = 8.013;        % Air-vehicle mass, kg
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
R = 2;
rho = 1.225;          % Air density at MSL, kg/m^3
Sref = 1.1102;        % Wing reference area, m^2
CL = 0.46373;        % Wing lift coefficient
psi = 2;
beta = 3;
Vg = [8.5 7.0 6.5 6.0 5.5 5.0 4.5 4.0 3.5]';
gamma_line = [35 45 50 55 60 65 70 75 80]';
gamma_orbit = [3 4 5 6 7 8 9 10 11]';
chi_line = 0;
chi_orbit = 3;
% Turning flight roll angle (phi)
sin_phi = (2*m.*cosd(gamma_orbit))/(Vg*rho*Sref*CL);
phi_orbit = 180 - rad2deg(sin_phi(:,1));

fx_line = m.*Vg.*cosd(gamma_line);
fy_line = m.*Vg.*sind(chi_line);
fz_line = m.*Vg.*sind(gamma_line);
F_L_line = sqrt(fx_line.^2+fy_line.^2+fz_line.^2);

fx_orbit = m.*Vg.*cosd(gamma_orbit);
fy_orbit = ((m.*Vg.^2)/R).*cosd(phi_orbit);
fz_orbit = m.*Vg.*sind(gamma_orbit);
F_L_orbit = sqrt(fx_orbit.^2+fy_orbit.^2+fz_orbit.^2);

fzl_dif = (fz_line - fz_orbit)/fz_line;

% Plot results
figure(1)
plot(Vg,fx_line,'-x')
hold on
plot(Vg,fy_line,'-x')
plot(Vg,fz_line,'-x')
plot(Vg,fx_orbit,'-o')
%hold on
plot(Vg,fy_orbit,'-o')
plot(Vg,fz_orbit,'-o')
xlabel('V_{g}, m/s'), ylabel('Axial Forces, N')
title('Axial forces during linear and orbital landing vs Ground Speed')
grid on
legend('f_{xl}','f_{yl}','f_{zl}','f_{xo}','f_{yo}','f_{zo}',...
'Location','Best');

u_line = Vg.*cos(gamma_line);
v_line = Vg.*sind(chi_line);
w_line = Vg.*sind(gamma_line);

u_orbit = Vg.*cos(gamma_orbit);

```

```

v_orbit = Vg.*sind(chi_orbit);
w_orbit = Vg.*sind(gamma_orbit);

KE_line = (m*w_line.^2)/2;
KE_orbit = (m*w_orbit.^2)/2;

KE_red = ((KE_line(9,:)-KE_orbit(9,:))/KE_line(9,:))*100;

DataTable = table(Vg,fz_line,fz_orbit,KE_line,KE_orbit);
disp(DataTable)

fz_red = ((fz_line(9,:)-fz_orbit(9,:))/fz_line(9,:))*100;

Force_Reduce = ['fz_red = ',num2str(fz_red),' %'];
disp(Force_Reduce)
KE_Reduce = ['KE_red = ',num2str(KE_red),' %'];
disp(KE_Reduce)

MAV_landing_line_orbit


| Vg  | fz_line | fz_orbit | KE_line | KE_orbit |
|-----|---------|----------|---------|----------|
| 8.5 | 39.067  | 3.5646   | 95.233  | 0.79287  |
| 7   | 39.662  | 3.9127   | 98.159  | 0.95528  |
| 6.5 | 39.899  | 4.5395   | 99.334  | 1.2858   |
| 6   | 39.383  | 5.0255   | 96.782  | 1.5759   |
| 5.5 | 38.167  | 5.371    | 90.897  | 1.8      |
| 5   | 36.311  | 5.576    | 82.273  | 1.9401   |
| 4.5 | 33.884  | 5.6408   | 71.641  | 1.9854   |
| 4   | 30.96   | 5.5658   | 59.81   | 1.933    |
| 3.5 | 27.619  | 5.3513   | 47.6    | 1.7869   |



fz_red = 80.6247 %
KE_red = 96.246 %

% The UAV system air-vehicle impact forces during landing touchdown
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Clear previous calculation results and variables
clc,clear var
% Given Parameters
% Physical parameters of the air-vehicle
m = 7.8792; % Air-vehicle mass, kg
b = 2.356; % Effective wingspan (for swept wings), m
Sref = 1.1102; % Wing reference area, m^2
CL = 1.573; % Wing lift coefficient
CD = 0.024507; % Drag coefficient
Cm = -0.00315; % Pitching moment coefficient
c = 0.471; % Mean aerodynamic chord, m
cr = 0.577; % Wing root chord, m
ct = 0.346; % Wing tip chord, m
% Environmental parameters
rho = 1.225; % Air density at MSL, kg/m^3
g = 9.8067; % Gravitational acceleration, m/s^2
R = 2; % Landing orbital radius, m

```

```

V = 8.5;           % The air-vehicle flight speed in landing phase
gamma = 3;        % The flight path angle
Vg = [8.5; 8.0; 7.5; 7.0; 6.5; 6.0; 5.5; 5.0; 4.5; 4.0; 3.5; 3.0; 2.5;...
      2.0; 1.5; 1.0];
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% The vector row for result display purposes in the table
% The gravitational force Fg
Fg = m*g;
% The lift force
Flift = 1/2*rho*V^2*Sref*CL;
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% LINEAR LANDING
% The airspeed during linear landing
Vg_line = 8.5;
% Gliding path angle during linear landing
gamma_line = [20 24 28 32 36 40 44 48 52 56 60 64 68 72 76 80]';
% Side slip angle during linear landing
beta_line = 0;
% The airspeed vectors by axis
u_line = Vg_line.*cosd(gamma_line);
v_line = Vg_line.*sind(beta_line);
w_line = Vg_line.*sind(gamma_line);
% Vertical speed during linear landing
Vvert = Vg_line.*sind(gamma_line);
% The forces for linear landing
fx_line = m.*Vg.*cosd(gamma_line);
fy_line = m.*Vg.*sind(beta_line);
fz_line = m.*Vg_line*sind(gamma_line);
F_L_line = sqrt(fx_line.^2+fy_line.^2+fz_line.^2);
% Plot results
figure(1)
subplot(1,2,1)
plot(gamma_line,fx_line,'-x')
hold on
grid on
plot(gamma_line,fy_line,'-x')
plot(gamma_line,fz_line,'-x')
xlabel('Gamma_{line}, degrees'), ylabel('Axial Forces, N')
title('Axial forces during linear landing vs Path angle')
legend('f_{x1}', 'f_{y1}', 'f_{z1}', 'Location', 'Best');
subplot(1,2,2)
plot(w_line,fx_line,'-x')
hold on
grid on
plot(w_line,fy_line,'-x')
plot(w_line,fz_line,'-x')
xlabel('Vg_{line}, m/s'), ylabel('Axial Forces, N')
title('Axial forces during linear landing vs Ground Speed')
legend('f_{x1}', 'f_{y1}', 'f_{z1}', 'Location', 'Best');
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% ORBITAL LANDING
% The lift force change depending on roll angle phi. The bank/roll angle
% during turn manoeuvre is calculated by following equation phi =
% arctan(V^2/(r*g)), where V is airspeed, r is turn radius and g is
% gravitational acceleration. According to calculation it gives 74.8
% degrees. According to ICAO regulations bank angle during turn manoeuvres
% should not exceed 25 degrees to preserv the aircraft. As this calculation
% refers to unmanned aircraft and last phase of flight and the landing
% sight should be well known and defined with map coordinates this term

```

```

% will be ignored.
phi = 0:5:75;
Flift_phi = Flift'.*cosd(phi);
% Gravitational force depending on the path angle and speed
Fzg = m*g.*Vg'.*sind(gamma);
Fzg = Fzg';
% Calculate lift force vertical and horizontal components according to roll
% angle phi
Flift_phi_h = Flift_phi.*sind(phi);
Flift_phi_v = Flift_phi.*cosd(phi);
% The landing force depending on the airspeed, path angle and roll angle
Flift_phi_vg = Flift_phi.*cosd(phi) - Fzg';
Flift_phi_vg = Flift_phi_vg';
% Calculate the touchdown force depending on roll angle
Ftd = Fg' - Flift_phi_h - Flift_phi_v.*cosd(gamma);
figure(2)
plot(phi,Ftd)
hold on
plot(phi,Flift_phi)
plot(phi,Flift_phi_h)
plot(phi,Flift_phi_v)
grid on
xlabel('phi, degrees'), ylabel('Forces, N')
title('Forces depending on roll angle during orbital landing')
grid on
legend('F_{td}', 'F_{lift.phi}', 'F_{lift.phi.h}', 'F_{lift.phi.v}', ...
'Location', 'Best');
hold off
Flift_phi = Flift_phi';
Flift_phi_h = Flift_phi_h';
Flift_phi_v = Flift_phi_v';
Ftd = Ftd';
phi = phi';
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% DISPLAY RESULTS
% Garvitational force in level flight condition, N
Fgrav_level = ['Fg = ', num2str(Fg), ' N'];
disp(Fgrav_level)
% Lift force in level flight condition, N
Flift_level = ['Lift = ', num2str(Flift), ' N'];
disp(Flift_level)
DataTable = table(phi, Flift_phi, Flift_phi_h, Flift_phi_v, Ftd, Vg, ...
    Flift_phi_vg);
disp(DataTable)

Fg = 77.269 N
Flift = 77.2812 N

```

| phi | Flift_phi | Flift_phi_h | Flift_phi_v | Ftd | Vg |
|-----|-----------|-------------|-------------|----------|-----|
| 0 | 77.281 | 0 | 77.281 | 0.093656 | 8.5 |
| 5 | 76.987 | 6.7099 | 76.694 | -6.03 | 8 |
| 10 | 76.107 | 13.216 | 74.951 | -10.795 | 7.5 |
| 15 | 74.648 | 19.32 | 72.104 | -14.057 | 7 |
| 20 | 72.621 | 24.838 | 68.241 | -15.716 | 6.5 |
| 25 | 70.041 | 29.6 | 63.478 | -15.723 | 6 |
| 30 | 66.927 | 33.464 | 57.961 | -14.076 | 5.5 |
| 35 | 63.305 | 36.31 | 51.856 | -10.827 | 5 |
| 40 | 59.201 | 38.054 | 45.35 | -6.0729 | 4.5 |
| 45 | 54.646 | 38.641 | 38.641 | 0.0407 | 4 |

```

50      49.675      38.054      31.931      7.3284      3.5
55      44.327      36.31      25.425      15.569      3
60      38.641      33.464      19.32      24.511      2.5
65      32.66      29.6      13.803      33.885      2
70      26.432      24.838      9.0402      43.403      1.5
75      20.002      19.32      5.1769      52.779      1

% The UAV system air-vehicle minimal orbital speed during take-off
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Physical parameters of airframe
g      = 9.81;      % Gravitational acceleration, m/s^2
m      = 8.013;      % Air-vehicle mass, kg
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
R = 1.5;
rho = 1.225;      % Air density at MSL, kg/m^3
Sref = 1.1102;      % Wing reference area, m^2
CL = 0.46373;      % Wing lift coefficient
psi_orbit = 7.05;      % Determined using triangle lows and orbital radius
theta_orbit = 0;
gamma_orbit = 0;
W = m*g;
Fg = W;
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Explicit Equations
u = (sqrt((Fg*R)/m))*cosd(psi_orbit)*cosd(gamma_orbit);
v = (sqrt((Fg*R)/m))*sind(psi_orbit)*cosd(gamma_orbit);
w = (sqrt((Fg*R)/m))*(-sind(gamma_orbit));

Vg = sqrt(u^2 + v^2 + w^2);

% UAS air-vehicle minimal ground-speed in uniform orbital flight with orbit
% radii 1.5 m
Vg_min = ['Vg = ',num2str(Vg), ' m/s'];
disp(Vg_min)

>> MAV_min_orbital_speed
Vg = 3.836 m/s

% The UAV system air-vehicle orbital radiuss and altitude during orbital
take-off
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Explicit Equations
% Physical parameters of airframe
g      = 9.81;      % Gravitational acceleration, m/s^2
m      = 8.013;      % Air-vehicle mass, kg
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
rho = 1.225;      % Air density at MSL, kg/m^3
Sref = 1.1102;      % Wing reference area, m^2
CL = 0.46373;      % Wing lift coefficient
V = 2.5:0.0149:26;
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
gamma_orbit = 37:0.0363:30*pi;
% Turning flight roll angle (phi)
sin_phi = (2*m*cosd(gamma_orbit))./(V*rho*Sref*CL);
phi_orbit = 180 - rad2deg(sin_phi(1,:));
psi_orbit = [7.05 6.5 6.0 5.5 5.0 4.5 4.0 3.5 3.0 2.0]';
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
R = (2*m)/(rho*Sref*CL)*sind(phi_orbit);

```

```

psi = V./R.*sind(psi_orbit);
h = V.*(sind(gamma_orbit));
x = h.*sin(gamma_orbit);
y = h.*cos(gamma_orbit);
h_operator = h(1,1);
gamma_operator = 0;
C_operator = [x(1,1),y(1,1),h(1,1)]; % UAS operator position during
% air-vehicle orbital launch
R_operator = 1.5; % Max air-vehicle launch orbital
% radiuss
t_operator = 0:0.06:3*pi;
x_operator = (C_operator(1)+0.9682) + R_operator*cos(t_operator);
y_operator = (C_operator(2)-1.1516) + R_operator*sin(t_operator);
z_operator = C_operator(3) + zeros(size(x_operator));
% Plot results
figure(1)
plot3(x,y,h)
grid on
hold on
plot3(x_operator,y_operator,z_operator,'LineWidth',3)
plot3(C_operator(1),C_operator(2),C_operator(3))

% The UAV system air-vehicle orbital radii and altitude during linear take-
off
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Explicit Equations
% Physical parameters of airframe
g = 9.81; % Gravitational acceleration, m/s^2
m = 8.013; % Air-vehicle mass, kg
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
rho = 1.225; % Air density at MSL, kg/m^3
Sref = 1.1102; % Wing reference area, m^2
CL = 0.46373; % Wing lift coefficient
V = 8.5:0.051:17;
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
gamma_linear = 0:0.18:30;
% Turning flight roll angle (phi)
sin_phi = (2*m*cosd(gamma_linear))./(V*rho*Sref*CL);
phi_orbit = 180 - rad2deg(sin_phi(1,:));
psi_orbit = [7.05 6.5 6.0 5.5 5.0 4.5 4.0 3.5 3.0 2.0]';
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
R = (2*m)/(rho*Sref*CL)*sind(phi_orbit);
psi = V./R.*sind(psi_orbit);
h_operator = 1.5;
gamma_operator = 0;
h = h_operator + V.*(sind(gamma_linear));
x = h.*cos(psi_orbit);
y = h.*sin(psi_orbit);
z = h_operator + sind(gamma_linear);
C_operator = [x(1,1),y(1,1),h(1,1)]; % UAS operator position during air-
vehicle orbital launch
R_operator = 1.5; % Max air-vehicle launch orbital radiuss
t_operator = 0:0.06:3*pi;
x_operator = (C_operator(1)+0.9682) + R_operator*cos(t_operator);
y_operator = (C_operator(2)-1.1516) + R_operator*sin(t_operator);
z_operator = C_operator(3) + zeros(size(x_operator));
% Plot results
figure(1)
plot3(x(1,:),y(1,:),z(1,:))
grid on
hold on

```

```
axis([0 6 -3 3 0 4])  
plot3(x_operator,y_operator,z_operator,'LineWidth',3)  
plot3(C_operator(1),C_operator(2),C_operator(3))
```

Orbitālās ieskriešanās pacelšanās sistēmas pielietojuma vizualizācija

I



1.



2.



3.



4.



5.



6.



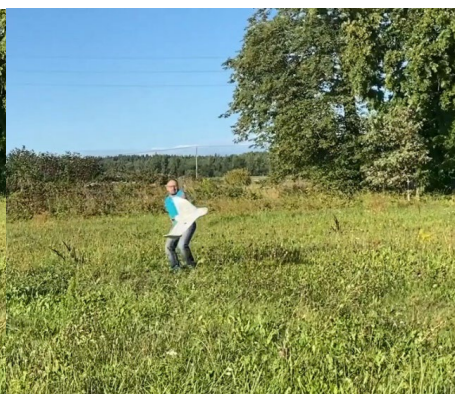
7.



8.



9.



10.



11.



12.



1.



2.



3.



4.



5.



6.



7.



8.



9.



10.



11.



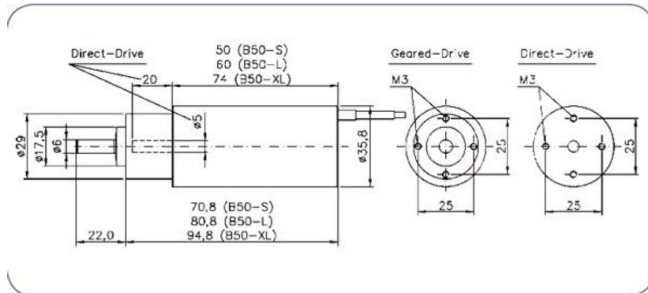
12.

Multidisciplinārās optimizācijas process elektromotora izvēlei

| Nr. p.k. | Optimization criteria | | Relative importance, % | Value | Electric Motor Type | | | | | | | | | | | | | |
|-------------|---|---------------|---------------------------|------------|---------------------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|-----------|----------|-----------|----------|----------|----------|----------|
| | Criteria | Objective | | | A | B | C | D | E | F | G | H | I | J | K | L | M | N |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 | 12 | 13 | 14 | 15 | 16 | 17 | 18 | 19 |
| 1 | Jauda, W | 820 W | 15 | Parameter | 1 110 | 830 | 1 000 | 972 | 1 200 | 1 170 | 1 200 | 1 200 | 852 | 1 000 | 913 | 900 | 900 | 1 300 |
| | | | | Importance | 9,69 | 14,82 | 11,70 | 12,22 | 8,04 | 8,59 | 8,04 | 8,04 | 14,41 | 11,70 | 13,30 | 13,53 | 13,53 | 6,21 |
| 2 | Darba spriegumu diapazons, V | 11.1 – 22.2 V | 15 | Parameter | 14.8-22.2 | 7.4-18.5 | 7.4-21.0 | 7.4-27.0 | 7.4-28.0 | 7.4-18.0 | 7.4-21.0 | 27.0-55.0 | 7.4-22.2 | 11.1-18.5 | 7.4-18.5 | 7.4-18.5 | 7.4-18.5 | 6.0-26.0 |
| | | | | Importance | 14,32 | 13,75 | 14,19 | 11,76 | 11,08 | 13,58 | 14,19 | 3,00 | 15,00 | 13,75 | 13,75 | 13,75 | 13,75 | 12,43 |
| 3 | Darba strāvas diapazons (max.constant), A | > 37 A | 15 | Parameter | 50 | 46 | 49 | 36 | 43 | 65 | 58 | 22 | 35 | 45 | 63 | 78 | 50 | 60 |
| | | | | Importance | 5,27 | 3,65 | 4,86 | -0,41 | 2,43 | 11,35 | 8,51 | -6,08 | -0,81 | 3,24 | 10,54 | 16,62 | 5,27 | 9,32 |
| 4 | Pretestība, Ω | < 0.05 Ω | 10 | Parameter | 0.02 | 0.0204 | 0.02 | 0.032 | 0.011 | 0.011 | 0.011 | 0.075 | 0.038 | 0.043 | 0.0109 | 0.009 | 0.0073 | 0.0236 |
| | | | | Importance | 6,00 | 5,92 | 6,00 | 3,60 | 7,80 | 7,80 | 7,80 | 0,00 | 2,40 | 1,40 | 7,82 | 8,20 | 8,54 | 5,28 |
| 5 | Tukšgaitas strāva, A | < 1.5 A | 10 | Parameter | 1.9 | 1.7 | 2.0 | 1.5 | 2.5 | 2.5 | 2.0 | 0.80 | 2.3 | 0.0012 | 2.75 | 3.21 | 3.81 | 2.5 |
| | | | | Importance | 7,33 | 8,67 | 6,67 | 10,00 | 3,33 | 3,33 | 6,67 | 10,00 | 4,67 | 10,00 | 1,67 | 0,00 | 0,00 | 3,33 |
| 6 | Maksimālie apgriezieni, rpm | 16 000 rpm | 10 | Parameter | 39 960 | 45 540 | 35 700 | 34 425 | 35 140 | 34 200 | 61 152 | 60 225 | 74 800 | 25 160 | 61 217 | 67 340 | 75 850 | 46 620 |
| | | | | Importance | 7,50 | 7,15 | 7,77 | 7,85 | 7,80 | 7,86 | 6,18 | 6,24 | 5,32 | 8,43 | 6,17 | 5,79 | 5,26 | 7,09 |
| 7 | Svars, g | < 300 g | 10 | Parameter | 283 | 225 | 136 | 136 | 161 | 161 | 133 | 133 | 284 | 250 | 256 | 256 | 256 | 280 |
| | | | | Importance | 1,19 | 0,96 | 4,62 | 4,42 | 4,72 | 4,54 | 6,29 | 6,29 | 0,27 | 1,27 | 0,84 | 0,79 | 0,79 | 1,91 |

| | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
|--------------|---|-----------|------------|------------|-------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|
| 8 | Elektroniskais ātruma kontroles bloks (ESC) | - | 8 | Importance | -4,60 | -0,44 | -4,12 | -0,68 | -0,68 | -4,12 | -0,60 | 2,60 | 3,32 | -2,28 | 0,68 | 2,00 | -2,28 | 0,68 |
| 8.1. | + BEC | Ar | 1 | Parameter | - | √ | √ | √ | √ | √ | √ | √ | - | √ | √ | √ | √ | √ |
| | | | | Importance | 0 | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 0 | 1 | 1 | 1 | 1 |
| 8.2. | Svars | < 50 g | 4 | Parameter | 145 | 68 | 114 | 71 | 71 | 114 | 70 | 30 | 21 | 91 | 54 | 75 | 91 | 54 |
| | | | | Importance | -7,60 | -1,44 | -5,12 | -1,68 | -1,68 | -5,12 | -1,60 | 1,60 | 2,32 | -3,28 | -0,32 | -2,00 | -3,28 | -0,32 |
| 8.3. | Ķēdes pretestība, Ω | < 0.002 Ω | 3 | Parameter | 0.002 | - | - | - | - | - | - | - | 0.003 | - | - | 0.002 | - | - |
| | | | | Importance | 3,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 1,00 | 0,00 | 0,00 | 3,00 | 0,00 | 0,00 |
| 9 | Pāresumu mehānisms/reduktors | - | 7 | Importance | 4,80 | 4,40 | 5,80 | 5,80 | 5,80 | 5,80 | 6,92 | 6,92 | 5,80 | 8,60 | 7,00 | 7,00 | 7,00 | 5,80 |
| 9.1. | Reduktora svars, g | < 50 g | 4 | Parameter | 40 | 45 | 65 | 65 | 65 | 65 | 51 | 51 | 65 | 30 | - | - | - | 65 |
| | | | | Importance | 4,80 | 4,40 | 2,80 | 2,80 | 2,80 | 2,80 | 3,92 | 3,92 | 2,80 | 5,60 | 4,00 | 4,00 | 4,00 | 4,00 |
| 9.2. | Kopā ar motoru/pāresuma skaitlis | Kopā | 3 | Parameter | - | -/2.5:1 | √/3.2:1 | √/2.4:1 | √/2.2:1 | √/3.3:1 | √/5.0:1 | √/2.7:1 | √/8.6:1 | -/1.6:1 | √/6.7:1 | √/6.7:1 | √/6.7:1 | √/2.9:1 |
| | | | | Importance | 0,00 | 0,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 |
| Kopā: | | | 100 | - | 51,50 | 52,96 | 57,50 | 54,56 | 50,33 | 58,73 | 64,00 | 37,01 | 50,38 | 56,11 | 61,77 | 67,68 | 51,86 | 52,06 |

B50 10S + 6,7:1



Description: B50 10S with planetary gear 6,7:1

Specifications:

Power range max. 900W (15 sec.)

Idle Current @ 8,4V 3,21A

Resistance (Ri) 0,0090 Ohm

RPM/Volt (kv) 3640 U/min-1

Weight 256g

Diameter 35,8 mm

Length 70,8 mm

Poles 2-Pole Insiderunner

recom. Speedcontroler 30A to 125A Brushless

recom. Timing 0° - 5°

Gear Ratio 6,7:1

Shaft Diameter 6 mm

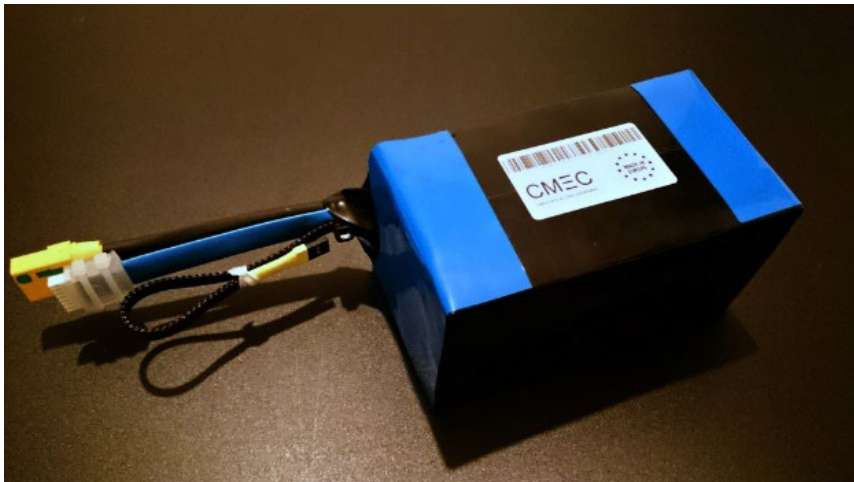
Multidisciplinārās optimizācijas process akumulatora-baterijas izvēlei

| Nr. p.k. | Optimization criteria | | Relative importance wt. % | Value | Battery Type | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
|----------|--|------------------------------|---------------------------|------------|--------------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|---|--------|---|--------|---|--------|---|--------|
| | Criteria | Objective | | | A | B | C | D | E | F | G | H | I | J | K | L | M | N | O | P | Q | R | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 | 12 | 13 | 14 | 15 | 16 | 17 | 18 | 19 | 20 | 21 | 22 | 22 | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 1 | Baterijas jaudas blīvums Wh/kg | Max | 25 | Parameter | 240,82 | 174,40 | 172,33 | 121,82 | 169,14 | 166,76 | 179,68 | 175,54 | 184,55 | 187,34 | 179,48 | 160,60 | 190,30 | 93,85 | 169,47 | 168,82 | 195,36 | 241,92 | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| | | | | Importance | 24,89 | 18,02 | 17,81 | 12,59 | 17,48 | 17,23 | 18,57 | 18,14 | 19,07 | 19,36 | 18,55 | 16,60 | 19,67 | 9,70 | 17,51 | 17,45 | 20,19 | 25,00 | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 2 | Nepārtrauktais izlādes režīms, C | > 14.8V-60 A > 22.2V-37 A | 25 | Parameter | 0,20 | 70,00 | 20,00 | 0,20 | 15,00 | 12,00 | 75,00 | 120,00 | 120,00 | 20,00 | 110,00 | 75,00 | 25,00 | 50,00 | 10,00 | 12,00 | 15,00 | 3,50 | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| | Parameter | | | 2,80 | 504,00 | 136,00 | 2,72 | 240,00 | 240,00 | 570,00 | 1 | 308,00 | 200,00 | 704,00 | 487,50 | 550,00 | 65,00 | 200,00 | 240,00 | 330,00 | 133,88 | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| | Parameter | | | 8,40 | 2 | 520,00 | 680,00 | 8,16 | 480,00 | 480,00 | 2 | 280,00 | 3 | 924,00 | 4 | 320,00 | 600,00 | 3 | 520,00 | 2 | 437,50 | 1 | 100,00 | 1 | 625,00 | 400,00 | 480,00 | 660,00 | 133,88 | | | | | | | | | | |
| | Importance | | | 3,50 | 25,00 | 25,00 | 3,40 | 25,00 | 25,00 | 25,00 | 25,00 | 25,00 | 25,00 | 25,00 | 25,00 | 25,00 | 25,00 | 25,00 | 25,00 | 25,00 | 25,00 | 25,00 | 25,00 | 25,00 | 25,00 | 25,00 | 25,00 | 25,00 | | | | | | | | | | | |
| 3 | Maksimālais izlādes režīms (10 s), C (A) | > 14.8V-70 A > 22.2V-50 A | 3 | Parameter | 2,00 | 70,00 | 60,00 | 4,00 | 30,00 | 24,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 50,00 | 0,00 | 20,00 | 24,00 | 30,00 | 4,18 | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| | Parameter | | | 28,00 | 504,00 | 408,00 | 54,40 | 480,00 | 480,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 1 | 100,00 | 0,00 | 400,00 | 480,00 | 660,00 | 159,89 | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| | Importance | | | 1,20 | 3,00 | 3,00 | 2,33 | 3,00 | 3,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 4 | Nominālais spriegums, V | 14,8/22,2 | 10 | Parameter | 14,80 | 14,80 | 14,80 | 14,60 | 14,80 | 14,80 | 14,80 | 14,80 | 15,20 | 14,80 | 15,20 | 14,80 | 14,80 | 14,80 | 22,20 | 22,20 | 22,20 | 22,20 | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| | Importance | 10,00 | 10,00 | 10,00 | 9,86 | 10,00 | 10,00 | 10,00 | 10,00 | 10,00 | 10,00 | 9,73 | 10,00 | 9,73 | 10,00 | 10,00 | 10,00 | 10,00 | 10,00 | 10,00 | 10,00 | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 5 | Nominālais tilpums, Ah | Max | 20 | Parameter | 14,00 | 7,20 | 6,80 | 13,60 | 16,00 | 20,00 | 7,60 | 10,90 | 7,20 | 10,00 | 6,40 | 6,50 | 22,00 | 1,30 | 20,00 | 20,00 | 22,00 | 38,25 | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| | Mērķa tilpums, Ah | 30 - 40 Ah | | Parameter | 42,00 | 36,00 | 34,00 | 40,80 | 32,00 | 40,00 | 30,40 | 32,70 | 36,00 | 30,00 | 32,00 | 32,50 | 44,00 | 32,50 | 40,00 | 40,00 | 44,00 | 38,25 | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| | Bateriju skaits pie mērķa tilpuma, gab. | Min | | Parameter | 3,00 | 5,00 | 5,00 | 3,00 | 2,00 | 2,00 | 4,00 | 3,00 | 5,00 | 3,00 | 5,00 | 5,00 | 2,00 | 25,00 | 2,00 | 2,00 | 2,00 | 1,00 | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| | Jaudas saturs pie mērķa tilpuma, Wh | Max (≥ 850 Wh) | | Parameter | 621,60 | 532,80 | 503,20 | 595,68 | 473,60 | 592,00 | 449,92 | 483,96 | 547,20 | 444,00 | 486,40 | 481,00 | 651,20 | 481,00 | 888,00 | 888,00 | 976,80 | 849,15 | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| | - | - | | Importance | 14,63 | 12,54 | 11,84 | 14,02 | 11,14 | 13,93 | 10,59 | 11,39 | 12,88 | 10,45 | 11,44 | 11,32 | 15,32 | 11,32 | 20,00 | 20,00 | 20,00 | 19,98 | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 6 | Akumulatora baterijas svars, g | Min (< 4 kg) | 12 | Parameter | 860,40 | 611,00 | 584,00 | 1 | 630,00 | 1 | 400,00 | 1 | 775,00 | 626,00 | 919,00 | 593,00 | 790,00 | 542,00 | 599,00 | 1 | 711,00 | 205,00 | 2 | 620,00 | 2 | 630,00 | 2 | 500,00 | 3 | 510,00 | | | | | | | | | |
| | Svars pie mērķa tilpuma un jaudas, kg | | | Parameter | 2,58 | 3,06 | 2,92 | 4,89 | 2,80 | 3,55 | 2,50 | 2,76 | 2,97 | 2,37 | 2,71 | 3,00 | 3,42 | 5,13 | 5,24 | 5,26 | 5,00 | 3,51 | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| | - | | | Importance | 10,93 | 8,53 | 9,22 | -0,76 | 9,82 | 6,03 | 11,32 | 10,04 | 8,99 | 12,00 | 10,28 | 8,84 | 6,67 | -1,95 | -2,53 | -2,63 | -1,32 | 6,23 | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 7 | Akumulatora baterijas izmērs, g×p×a, mm (cm ³) | Min | 5 | Parameter | 433,13 | 291,87 | 324,71 | 1 | 493,65 | 596,45 | 882,94 | 311,33 | 425,39 | 311,33 | 399,46 | 306,77 | 320,26 | 789,48 | 91,09 | 1 | 283,77 | 1 | 321,53 | 1 | 299,48 | 1 | 725,00 | | | | | | | | | | | | |
| | Aizņemtais tilpums pie mērķa jaudas, cm ³ | | | Parameter | 1 | 299,38 | 1 | 459,35 | 1 | 623,55 | 4 | 480,96 | 1 | 192,90 | 1 | 765,88 | 245,31 | 1 | 276,16 | 1 | 556,64 | 1 | 198,39 | 1 | 533,87 | 1 | 601,28 | 1 | 578,96 | 2 | 277,33 | 2 | 567,54 | 2 | 643,06 | 2 | 598,96 | 1 | 725,00 |
| | - | | | Importance | 4,55 | 3,88 | 3,19 | -8,78 | 5,00 | 2,60 | 4,78 | 4,65 | 3,48 | 4,98 | 3,57 | 3,29 | 3,38 | 0,45 | -0,76 | -1,08 | -0,89 | 2,77 | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| Kopā: | | | 100 | - | 6,70 | 80,97 | 80,06 | 32,65 | 81,45 | 77,79 | 80,26 | 79,22 | 79,14 | 81,78 | 78,57 | 75,04 | 83,04 | 77,55 | 72,22 | 71,73 | 75,98 | 91,98 | | | | | | | | | | | | | | | | | |

6S9P 135A NCR20700B

Design, dimensions and technical specifications.

- Cell count: 54 (same rank cells)
- Cell type: Li-ion Panasonic NCR20700B 3.6V-3.7V 4.25Ah 15A (other cell model also available)
- DC IR: <20m Ω
- Series-Parallel-Connected Cells: 6S9P
- Current capacity: 38.25Ah (38250 mAh)
- Voltage (nominal) 22.2V
- Energy capacity: 849 Wh
- Power: 2997W
- Maximum continuous discharge current: 135A
- Maximum pulse discharge current (10sec): 160A
- Maximum allowable charge voltage: 25.2V
- The discharge end voltage should be more than 16.2V (18.6V for long lifespan)
- Charging current (CC): max.18A
- Weight: +/- 3510g (7.73 lb) – including wiring harnesses, connectors & covering
- Physical dimensions (distance between cell pack edges, excluding harnesses): 200 x 115 x 75 mm.



Multidisciplinārās optimizācijas process autopilota izvēlei

| Nr. p.k. | Optimization criteria | | Relative importance, % | Value | Autopilot Type | | | | | | | | | | |
|-----------------------------|--|---------------|------------------------|------------|----------------|------------|------------|--------|------------|------------|------------|------------|------------|------------|------------|
| | Criteria | Objective | | | A | B | C | D | E | F | G | H | I | J | K |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 | 12 | 13 | 14 | 15 | 16 |
| Vispārējie parametri | | - | 50 | - | - | - | - | - | - | - | - | - | - | - | - |
| 1. | Svars, g | Min < 40 g | 6 | Parameter | 24,00 | 22,00 | 110,00 | 85,00 | 28,00 | 48,00 | 77,00 | 47,00 | 90,00 | 71,40 | 51,00 |
| | | | | Importance | 6,00 | 6,00 | 4,25 | 4,88 | 6,00 | 5,80 | 5,08 | 5,83 | 4,75 | 5,22 | 5,73 |
| 2. | Izmērs, g×p×a, mm (cm³) | Min < 100 cm³ | 3 | Parameter | 21,11 | 47,95 | 141,87 | 205,20 | 60,00 | 71,40 | 168,08 | 220,00 | 100,39 | 227,97 | 227,97 |
| | | | | Importance | 3,00 | 3,00 | 2,58 | 1,95 | 3,00 | 3,00 | 2,32 | 1,80 | 3,00 | 1,72 | 1,72 |
| 3. | Elektrobarošanas spriegums, V | 6,0 - 22,0 | 3 | Parameter | 6,0 - 18,0 | 6,0 - 30,0 | 4,5 - 28,0 | - | 4,2 - 26,0 | 7,5 - 28,0 | 6,0 - 28,0 | 7,0 - 27,0 | 6,5 - 36,0 | 9,0 - 36,0 | 9,0 - 36,0 |
| | | | | Importance | 1,20 | 3,00 | 3,00 | 0,00 | 3,00 | 2,00 | 3,00 | 2,00 | 2,50 | 1,00 | 1,00 |
| 4. | Jaudas patēriņš, W | Min < 1,5 W | 3 | Parameter | 0,75 | 4,00 | 4,00 | - | 1,25 | 3,00 | 4,00 | 4,00 | 4,00 | 2,50 | 2,50 |
| | | | | Importance | 3,00 | 1,33 | 1,33 | 0,00 | 3,00 | 2,00 | 1,33 | 1,33 | 1,33 | 2,33 | 2,33 |
| 5. | Darbības temperatūru diapazons, °C | Max | 2 | Parameter | -40 ÷ +85 | -30 ÷ +80 | -40 ÷ +80 | - | -40 ÷ +85 | -20 ÷ +85 | -30 ÷ +85 | -40 ÷ +60 | -40 ÷ +65 | -40 ÷ +85 | -40 ÷ +85 |
| | | | | Importance | 2,00 | 2,00 | 2,00 | 0,00 | 2,00 | 2,00 | 2,00 | 1,00 | 1,50 | 2,00 | 2,00 |
| 6. | Procesora frekvence, MHz | Max | 3 | Parameter | 29,00 | 30,00 | 30,00 | - | 30,00 | 30,00 | 75,00 | 30,00 | 30,00 | 30,00 | 30,00 |
| | | | | Importance | 1,00 | 1,00 | 1,00 | 0,00 | 1,00 | 1,00 | 3,00 | 1,00 | 1,00 | 0,00 | 0,00 |
| 7. | Pieslēgvietas – CAN, SPI, I2C, gab. | 6 | 1 | Parameter | 4,00 | 1,00 | 1,00 | - | 4,00 | 8,00 | 6,00 | 1,00 | 1,00 | 4,00 | 6,00 |
| | | | | Importance | 0,80 | 0,17 | 0,17 | 0,00 | 0,80 | 1,00 | 1,00 | 0,17 | 0,17 | 0,80 | 1,00 |
| 8. | Servomotoru pieslēguma vietas, gab | 6 | 1 | Parameter | 4,00 | 4,00 | 4,00 | - | 24,00 | 12,00 | 6,00 | 4,00 | 4,00 | 4,00 | 24,00 |
| | | | | Importance | 0,80 | 0,80 | 0,00 | 0,00 | 1,00 | 1,00 | 1,00 | 0,80 | 0,80 | 0,80 | 1,00 |
| 9. | Servomotoru atjaunošanas frekvence, Hz | Max | 3 | Parameter | 100,00 | 50,00 | 50,00 | - | 50 - 400 | 100,00 | 540,00 | 50,00 | 50,00 | 200,00 | 400,00 |
| | | | | Importance | 2,00 | 0,38 | 0,00 | 0,00 | 3,00 | 2,00 | 3,00 | 0,38 | 0,38 | 2,50 | 3,00 |
| 10. | Spēka pievadu (spārnu) veidi | Elevon (FW) | 3 | Parameter | √ | √ | √ | - | √ | √ | √ | √ | √ | √ | √ |
| | | | | Importance | 3,00 | 2,00 | 2,00 | 0,00 | 3,00 | 1,00 | 3,00 | 1,00 | 1,00 | 1,00 | 3,00 |

| | | | | | | | | | | | | | | | |
|-------|---|---------------|----|------------|----------|-------|-------|------|-----------|-----------|----------|--------|-------|----------|----------|
| 12. | Digitālās pieslēguma vietas, I/O, gab | 8 | 2 | Parameter | 12,00 | 14,00 | 14,00 | - | 4,00 | 8,00 | 8,00 | 4,00 | 16,00 | 6,00 | 62,00 |
| | | | | Importance | 2,00 | 2,00 | 2,00 | 0,00 | 1,00 | 2,00 | 2,00 | 1,00 | 2,00 | 1,50 | 2,00 |
| 13. | Analogās pieslēguma vietas, gab | 6 | 3 | Parameter | 3,00 | 6,00 | 6,00 | - | 2,00 | 4,00 | 6,00 | 2,00 | 2,00 | 2,00 | 6,00 |
| | | | | Importance | 1,50 | 3,00 | 3,00 | 0,00 | 1,00 | 2,00 | 3,00 | 1,00 | 1,00 | 1,00 | 3,00 |
| 14. | Autokorekcija | √ | 3 | Parameter | √ | √ | √ | - | √ | - | - | - | - | - | - |
| | | | | Importance | 3,00 | 2,00 | 2,00 | 0,00 | 3,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 |
| 15. | Lietderīgās slodzes pieslēguma iespēja | √ | 3 | Parameter | √ | √ | √ | - | √ | √(3) | √ | √ | √ | √ | √ |
| | | | | Importance | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 0,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 |
| 16. | Iekļautas papildus ierīces: | | 11 | Importance | 5,00 | 5,00 | 6,00 | 0,00 | 7,00 | 8,00 | 6,80 | 8,00 | 10,00 | 9,00 | 7,00 |
| 16.1. | Vēja mērītājs/Pitocaurule | √ | 1 | Parameter | √ | - | √ | - | √ | √ | √ | √ | √ | √ | √ |
| | | | | Importance | 1,00 | 0,00 | 1,00 | 0,00 | 1,00 | 1,00 | 1,00 | 1,00 | 1,00 | 1,00 | 1,00 |
| 16.2. | GPS/GNSS | √ | 1 | Parameter | - | √ | √ | - | √ | - | √ | √ | √(2) | √ | √ |
| | | | | Importance | 0,00 | 1,00 | 1,00 | 0,00 | 1,00 | 0,00 | 1,00 | 1,00 | 1,00 | 1,00 | 1,00 |
| 16.3. | INS | √ | 1 | Parameter | - | - | - | - | - | - | √ | √ | √ | √ | √ |
| | | | | Importance | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 1,00 | 1,00 | 1,00 | 1,00 | 1,00 |
| 16.4. | AHRS | √ | 1 | Parameter | √ | - | - | - | √ | √ | √ | √ | √ | √ | √ |
| | | | | Importance | 1,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 1,00 | 1,00 | 1,00 | 1,00 | 1,00 | 1,00 | 1,00 |
| 16.5. | IMU | √ | 1 | Parameter | √ | √ | √ | - | √ | √ | √ | √ | √(2) | √ | √ |
| | | | | Importance | 1,00 | 1,00 | 1,00 | 0,00 | 1,00 | 1,00 | 1,00 | 1,00 | 1,00 | 1,00 | 1,00 |
| 16.6. | Magnetometrs (Kompass) | √ | 1 | Parameter | √ | - | - | - | √ | √ | √ | √ | √ | √ | √ |
| | | | | Importance | 1,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 1,00 | 1,00 | 1,00 | 1,00 | 1,00 | 1,00 | 1,00 |
| 16.7. | Datu termināls (LOS) | √/50 ≤ 100 km | 2 | Parameter | - | √ | √ | - | - | √ | 100,00 | 100,00 | √ | 100,00 | - |
| | | | | Importance | 0,00 | 2,00 | 2,00 | 0,00 | 0,00 | 2,00 | 0,00 | 2,00 | 2,00 | 2,00 | 2,00 |
| 16.8. | Datu termināls (BLOS)/SATCOM savienojums (JR DSM) | √/(M2M LTE) | 1 | Parameter | - | √ | √ | - | √ | √ | - | - | √ | - | - |
| | | | | Importance | 0,00 | 1,00 | 1,00 | 0,00 | 1,00 | 1,00 | 0,00 | 0,00 | 1,00 | 0,00 | 0,00 |
| 16.9. | Augstuma mērītājs | > 5000 m | 1 | Parameter | 6 888,00 | - | - | - | 12 000,00 | 15 000,00 | 4 000,00 | - | √(2) | 6 096,00 | 9 144,00 |
| | | | | Importance | 1,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 1,00 | 1,00 | 0,80 | 0,00 | 1,00 | 1,00 | 1,00 |
| 16.9. | Lāzera augstummēra atbalsts (LiDAR) | √ | 1 | Parameter | √ | √ | √ | - | √ | √ | - | - | - | - | √ |
| | | | | Importance | 1,00 | 1,00 | 1,00 | 0,00 | 0,00 | 1,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 1,00 |

| | | | | | | | | | | | | | | | |
|--------------------------|--|---|-----------|------------|--------|-------|-------|------|----------|----------|----------|-------|--------|--------|--------|
| Kontroles sistēma | | - | 20 | Importance | 17,00 | 17,00 | 17,00 | 3,00 | 20,00 | 17,00 | 14,00 | 17,00 | 14,00 | 11,00 | 17,00 |
| 17. | Automātiskas pacelšanās un nolaišanās atbalsts | | 8 | Parameter | √ | √ | √ | - | √ | √ | √ | √ | √ | √ | √ |
| | | | | Importance | 8,00 | 8,00 | 8,00 | 0,00 | 8,00 | 8,00 | 8,00 | 8,00 | 8,00 | 8,00 | 8,00 |
| 18. | Lidaparāta kontrole | | 3 | Parameter | √ | √ | √ | √ | √ | √ | √ | √ | √ | √ | √ |
| | | | | Importance | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 |
| 19. | Atgusšanās no iekrišanas stāvokļa | | 3 | Parameter | - | - | - | - | √ | - | - | - | - | - | - |
| | | | | Importance | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 3,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 |
| 20. | Attīstības komplekts (programmēšana) | | 6 | Parameter | √ | √ | √ | - | √ | √ | √ | √ | √ | - | √ |
| | | | | Importance | 6,00 | 6,00 | 6,00 | 0,00 | 6,00 | 6,00 | 3,00 | 6,00 | 3,00 | 0,00 | 6,00 |
| Navigācija | | - | 15 | Importance | 10,00 | 7,00 | 7,00 | 0,00 | 11,00 | 13,50 | 12,00 | 7,00 | 10,00 | 9,50 | 14,00 |
| 20. | GPS atjaunošanās temps, Hz | | 3 | Parameter | - | 4,00 | 4,00 | - | 4,00 | 5,00 | 4,00 | 4,00 | 4,00 | 5,00 | 5/10 |
| | | | | Importance | 0,00 | 1,00 | 1,00 | 0,00 | 1,00 | 1,50 | 1,00 | 1,00 | 1,00 | 1,50 | 3,00 |
| 21. | Atrašanās vietas atjaunošanās temps, Hz | | 3 | Parameter | 100,00 | - | - | - | 30 - 200 | 1 200,00 | 1 000,00 | - | 100,00 | 100,00 | 400,00 |
| | | | | Importance | 1,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 1,00 | 3,00 | 3,00 | 0,00 | 1,00 | 0,00 | 3,00 |
| 22. | Navigācija bez GPS signāla | | 3 | Parameter | √ | - | - | - | √ | √ | √ | - | √ | √ | √ |
| | | | | Importance | 3,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 3,00 | 3,00 | 2,00 | 0,00 | 2,00 | 2,00 | 2,00 |
| 23. | Ceļa punktu iestatīšana un ielāde lidojumā | | 3 | Parameter | √ | √ | √ | - | √ | √ | √ | √ | √ | √ | √ |
| | | | | Importance | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 0,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 |
| 24. | Ceļa punktu pārprogrammēšana lidojumā | | 3 | Parameter | √ | √ | √ | - | √ | √ | √ | √ | √ | √ | √ |
| | | | | Importance | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 0,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 |
| Kopā: | | | 85 | - | 64,30 | 58,67 | 56,33 | 9,82 | 71,80 | 66,30 | 65,53 | 52,30 | 56,42 | 52,37 | 66,78 |

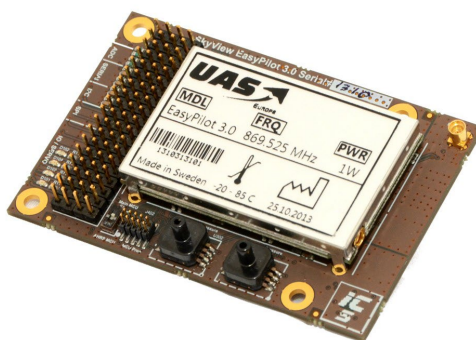
Multidisciplinārās optimizācijas process autopilota izvēles turpinājums/Otrā kārta

| Nr. p.k. | Optimization criteria | | Relative importance, % | Ekipējums | Value | | |
|-----------------------------|---|---------------------------|------------------------|----------------|------------|----------|---------|
| | Criteria | Objective | | | | E | F |
| 1 | 2 | 3 | 4 | - | 5 | 10 | 11 |
| Vispārējie parametri | | - | - | | - | - | - |
| 1. | Svars/Weight, g | Min < 40 g | 20 | Autopilots | Parameter | 28,00 | 48,00 |
| | | | | GPS bloks | Parameter | 29,00 | 29,00 |
| | | | | Antena | Parameter | 37,00 | 37,00 |
| | | | | Datu termināls | Parameter | 29,00 | - |
| | | | | Kopā: | Parameter | 123,00 | 114,00 |
| | | | | - | Importance | 18,00 | 20,00 |
| 2. | Izmērs/Size, g×p×a, mm (cm ³) | Min < 100 cm ³ | 20 | Autopilots | Parameter | 60,00 | 71,40 |
| | | | | GPS bloks | Parameter | 26,13 | 26,13 |
| | | | | Antena | Parameter | 95,70 | 95,70 |
| | | | | Datu termināls | Parameter | 38,38 | - |
| | | | | Kopā: | Parameter | 220,21 | 193,23 |
| | | | | - | Importance | 16,00 | 20,00 |
| 3. | Elektrobarošanas spriegums/Voltage, V | 6,0 - 22,0 | 20 | Autopilots | Parameter | 4,5-26,0 | 7,5-28 |
| | | | | GPS bloks | Parameter | 3,0-5,0 | 3,0-5,0 |
| | | | | Antena | Parameter | 3,00 | 3,00 |
| | | | | Datu termināls | Parameter | 3,30 | - |
| | | | | - | Importance | 20,00 | 18,00 |
| | | | | | | | |
| 4. | Jaudas patēriņš/Power consumption, W | Min < 1,5 W | 20 | Autopilots | Parameter | 1,25 | 3,00 |
| | | | | GPS bloks | Parameter | 2,30 | 2,30 |
| | | | | Antena | Parameter | 0,06 | 0,06 |
| | | | | Datu termināls | Parameter | 3,00 | - |
| | | | | Kopā: | Parameter | 6,61 | 5,36 |
| | | | | - | Importance | 18,00 | 20,00 |
| 5. | Datu termināls/Data terminal | Max | 20 | Datu termināls | Importance | 4,00 | 6,00 |
| | Frekvenču diapazonu daudzums/Frequency bands | Max | | - | Parameter | 5,00 | 9,00 |
| | Pārraidis-uztveršanas attālums/Transmission-reception range, km | Max | | - | Parameter | 50,00 | 50,00 |
| | Pārraidis jauda, W | | | | | 1,00 | 1/2 |
| | Kriptēšanas iespēja/Encryption possibility (128/256 AES) | Max | | - | Parameter | - | √ |
| | | | | | | | |
| Kopā: | | | 100 | | - | 76,00 | 84,00 |

E pozīcija komplektējās no - MicroPilot 2128HELI2 autopilota bloka, NovAtel OEM7720 GPS bloka, Trimble AV16 GPS antenas, CloudCap Technology Piccolo Nano datu termināla.

F pozīcija komplektējās no - SkyView EasyPilot 3.0 autopilota bloka, NovAtel OEM7720 GPS bloka, Trimble AV16 GPS antenas (Datu termināla bloks ir kopā ar autopilotu).

SkyView EasyPilot 3.0 autopilots

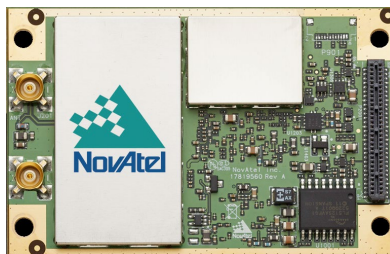


Specifications:

- Board size 80 mm x 52.5 mm x 17 mm
- Ca. 28 gram + 17 gram optional long range air modem
- Multiple fail safe functions such as:
 - Communication timeout
 - Loss of GPS signal
 - Return to home
 - 9 DoF digital Inertial Measurement Unit , 1200 degrees/s maximum
 - Internal 3-axis magnetometer
 - Dual processor for
 - Sophisticated sensor fusion (IMU, Magnetometer, GPS, Altimeter, Airspeed etc)
 - Flight management and communication (Control or Navigation algorithms, Payload management, Communications, etc)
 - Altimeter sensor (Absolute pressure), 0 - 15000 m
 - Airspeed sensor (Dynamic pressure), 0 - 250 knots
 - Minimal latency GPS, NMEA and Raw Format, Update rate 5 Hz.
 - 4x analog ports (12 bits)
 - 8x digital IO ports
 - 1x I2C bus
 - 1x SPI bus
 - 1x CAN bus

- 1x I2C bus or serial port for payloads
- 2x serial port for payloads
- 1x serial port for external/internal data modem
- 1x serial port for external/internal GPS module
- 12 directly connectable servos
- Up to 36 connectable servos with an external boards
- Up to 100 Hz servo update rate
- Input voltage ranging from 7.5V to 28V
- Power consumption is about 2-3W with data modem active
- ESD protection on all inputs and outputs
- -20° - 85° C
- Multiple battery monitoring capability
- Payload control capability
- Control by Joystick or SkyView GCS
- Optional Air and Ground Modem Available in 2.4 GHz, 869 MHz and 900 MHz versions
- Optional SkyView GCS software and SkyView Portable Ground Control Station

NovAtel OEM7720 GPS bloks



Specifications:

Channel Count: 555 Channels

Signal Tracking:

Primary RF - GPS L1 C/A, L1C, L2C, L2P, L5; GLONASS3 L1 C/A, L2 C/A, L2P, L3, L5;

Galileo E1, E5 AltBOC, E5a, E5b; BeiDou4 B1I, B1C, B2I, B2a; QZSS L1 C/A, L1C, L2C, L5;

NavIC (IRNSS) L5; SBAS L1, L5; L-Band up to 5 channels

Secondary RF - GPS L1 C/A, L1C, L2C, L2P, L5; GLONASS3 L1 C/A, L2 C/A, L2P, L3, L5;

Galileo E1, E5 AltBOC, E5a, E5b; BeiDou4 B1I, B1C, B2I, B2a; QZSS L1 C/A, L1C, L2C, L5;

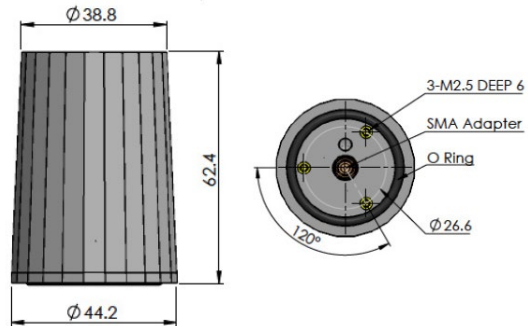
NavIC (IRNSS) L5

Dimensions: 46 × 71 × 8 mm

Weight: 29 g

Power Input voltage: 3.0 to 5.0 VDC

Trimble AV16 GPS antenna



Specifications:

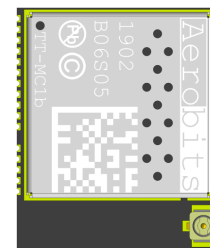
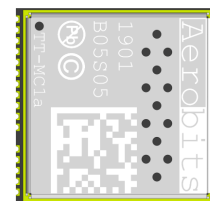
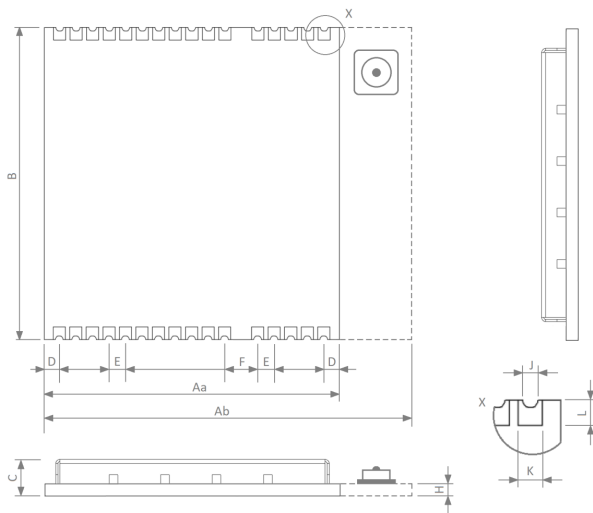
| | |
|------------------------------|--|
| Mechanical Size: | 62.4 mm (H) x 44.2 mm (D) |
| Weight: | 37g |
| Connector: | SMA Male |
| Operating Temperature Range: | -40 °C to +85 °C |
| Enclosure: | Radome: EXL9330, Base: EXL9330 |
| Environmental: | IP67, RoHS and REACH compliant |
| Shock: | Vertical axis: 50 G, Other axes: 30 G |
| Vibration: | 3 axis, sweep = 15 min, 10 to 200Hz sweep: 3 G |

Multidisciplinārās optimizācijas process atbildētāja izvēlei

| Nr. p.k. | Optimization criteria | | Relative importance, % | Value | Transponder/Transciever Type | | | | | | | |
|-----------------------------|--|--------------------------|------------------------|------------|------------------------------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|
| | Criteria | Objective | | | A | B | C | D | E | F | G | H |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 | 12 | 13 |
| Vispārējie parametri | | - | - | - | - | - | - | - | - | - | - | - |
| 1. | Svars/Weight, g | Min < 20 g | 10 | Parameter | 2,80 | 1,50 | 2,00 | 30,00 | 20,00 | 73,00 | 1,50 | 150,00 |
| | | | | Importance | 6,00 | 10,00 | 8,00 | 3,00 | 5,00 | 1,00 | 10,00 | 0,10 |
| 2. | Izmērs/Size, g×p×a, mm (cm ³) | Min < 15 cm ³ | 7 | Parameter | 2,08 | 0,55 | 1,13 | 12,74 | 23,80 | 87,21 | 3,60 | 38,25 |
| | | | | Importance | 2,00 | 7,00 | 5,00 | 0,50 | 0,10 | 0,01 | 1,50 | 0,10 |
| 3. | Elektrobarošanas spriegums/Voltage, V | 3,0 - 6,0 | 3 | Parameter | 5,00 | 3,30 | 5,00 | 5,00 | 11,0-28,0 | 11,0-33,0 | 5,00 | 11,0-33,0 |
| | | | | Importance | 2,00 | 3,00 | 2,00 | 2,00 | 0,10 | 0,10 | 3,00 | 0,10 |
| 4. | Jaudas patēriņš/Power consumption, W | Min | 3 | Parameter | 0,35 | 0,23 | 0,30 | 0,65 | 1,00 | 2,00 | 0,75 | 6,00 |
| | | | | Importance | 2,00 | 3,00 | 2,50 | 1,25 | 0,50 | 0,20 | 1,00 | 0,10 |
| 5. | Darbības temperatūru diapazons/Temperature range, °C | Max | 2 | Parameter | -30 ÷ +85 | -40 ÷ +70 | -40 ÷ +70 | -30 ÷ +85 | -45 ÷ +80 | -45 ÷ +80 | -30 ÷ +85 | -30 ÷ +85 |
| | | | | Importance | 1,00 | 2,00 | 2,00 | 1,00 | 2,00 | 2,00 | 1,00 | 1,00 |
| 6. | Darbības frekvence/Operational frequency, MHz | √ (1090 MHz) | 12 | Parameter | 1 090,00 | 1 090,00 | 1 090,00 | 1 090,00 | 1 030,00 | 1 030,00 | 1 090,00 | 1 090,00 |
| | | | | Importance | 12,00 | 12,00 | 12,00 | 12,00 | 2,00 | 2,00 | 12,00 | 12,00 |
| 7. | Tehnoloģija/Technology | ADS-B | 12 | Parameter | ADS-B | ADS-B | ADS-B | ADS-B | - | - | ADS-B | ADS-B |
| | | | | Importance | 12,00 | 12,00 | 12,00 | 12,00 | 0,00 | 0,00 | 12,00 | 13,00 |
| 8. | Citi režīmi/Other modes | Mode-A/C/S | 10 | Parameter | - | - | A/C/S | - | A/C/S | A/C/S | - | A/C/S |
| | | | | Importance | 0,00 | 0,00 | 10,00 | 0,00 | 10,00 | 10,00 | 0,00 | 10,00 |
| 9. | Jūtība/Sensitivity, dBm | Max | 10 | Parameter | -80 | -80 | -85 | -72 | -61 | -74 | -84 | -84 |
| | | | | Importance | 8,00 | 8,00 | 7,50 | 10,00 | 9,00 | 9,00 | 7,50 | 7,50 |

| | | | | | | | | | | | | |
|-------|--|----------------|------------|------------|-------------|-------|----------|--------|--------|--------|---------|----------|
| 10. | Darbības attālums/Range, km | Max > 150 km | 10 | Parameter | 100/300(Ex) | 150+ | 300+(Ex) | 100,00 | 100,00 | 100,00 | 50,00 | 300+(Ex) |
| | | | | Importance | 7,00 | 10,00 | 10,00 | 5,00 | 5,00 | 5,00 | 2,00 | 10,00 |
| 11. | Antena/Antenna | √ | 5 | Parameter | √/Ex | Ex | Ex | √(2) | - | - | √ | Ex |
| | | | | Importance | 5,00 | 3,00 | 3,00 | 5,00 | 0,00 | 0,00 | 5,00 | 3,00 |
| 12. | Savietojamība ar autopilotu/Compatibility with autopilot | √ | 10 | Parameter | √ | √ | √ | √ | - | - | PixHawk | √ |
| | | | | Importance | 5,00 | 10,00 | 10,00 | 5,00 | 0,00 | 0,00 | 1,00 | 10,00 |
| 13. | Izsekojamo lidaparātu skaits, gab. | Max ≥ 100 gab. | 5 | Parameter | N/A | <100 | N/A | N/A | N/A | N/A | N/A | N/A |
| | | | | Importance | 2,00 | 5,00 | 2,00 | 2,00 | 2,00 | 2,00 | 2,00 | 5,00 |
| 14. | Signāla pārraide/Signal transmission (ADS-B) | √ | 1 | Parameter | - | - | - | √ | ADS-B | ADS-B | - | S/ADS-B |
| | | | | Importance | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 1,00 | 1,00 | 1,00 | 0,00 | 1,00 |
| Kopā: | | | 100 | - | 64,00 | 85,00 | 86,00 | 59,75 | 36,70 | 32,31 | 58,00 | 72,90 |

Aerobits TT-MC1 atbildētāja bloks



Applications:

- SAA / DAA (Sense and Avoid / Detect and Avoid)
- UAS ground stations and high-density traffic surveillance
- UTM / U-Space construction (traffic surveillance network)
- Traffic-flow analysis and statistics
- Monitoring of 1090MHz band (signal integrity check)
- ADS-B/In/Out devices that meet the NextGen/SESAR philosophy
- Fastest ADS-B implementation on a surface of <4cm²
- Receiving of ADS-B, Mode-A/C/S with RF signal strength/quality analysis
- Time stamp (raw data only) for multilateration
- High-resolution ADC with real-time signal processing; best-in-class aircraft tracking
- High sensitive front-end, jamming and ESD protection (only TT-MC1b) with ranges over 300 km (open space, 1dBi antenna)
- Simple module integration via UART interface and AT commands
- Multiple supported protocols, i.a. MAVLink, GDL90
- Scalable OEM solution with enormous customization potential (additional functions or interfaces on request)
- Firmware update capability (uC and FPGA)
- Power consumption 5V/60mA (RF part), 3.3V/200mA (digital part)
- Small outline: 18.0 x 19.0 x 2.65mm, ver. (a); 22.5 x 19.0 x 2.65mm, ver. (b), weight < 2g
- Designed to meet MOPS defined in TSO-C199

Multidisciplinārās optimizācijas process zemes kontroles stacijas izvēlei

| Nr. p.k. | Optimization criteria | | Relative importance, % | Value | GCS Type | | | | | | | |
|-----------------------------|----------------------------|------------|------------------------|------------|----------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| | Criteria | Objective | | | A | B | C | D | E | F | G | H |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 | 12 | 13 |
| Vispārējie parametri | | - | - | - | - | - | - | - | - | - | - | - |
| 1. | Svars/Weight, g | Min < 5 kg | 25 | Parameter | - | - | 2,22 | 12,00 | 9,40 | 9,00 | 9,00 | 9,00 |
| | | | | Importance | 0,00 | 0,00 | 25,00 | 10,00 | 14,00 | 13,50 | 13,50 | 13,50 |
| 2. | Darbības ilgums, h | Max > 5 h | 20 | Parameter | - | - | 19,00 | - | 2,50 | 3,00 | 3,00 | 3,00 |
| | | | | Importance | 0,00 | 0,00 | 20,00 | 0,00 | 10,00 | 11,00 | 11,00 | 11,00 |
| 3. | Pārnēsājams datu termināls | √ | 17 | Parameter | √ | √ | √ | √ | √ | √ | √ | √ |
| | | | | Importance | 17,00 | 17,00 | 17,00 | 17,00 | 17,00 | 17,00 | 17,00 | 17,00 |
| 4. | Skārienjūtīgs ekrāns | √ | 15 | Parameter | - | √ | √ | - | - | - | - | - |
| | | | | Importance | 0,00 | 15,00 | 15,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 |
| 5. | Rokas vadības ierīce | √ | 12 | Parameter | √ | √ | √ | √ | √ | √ | √ | √ |
| | | | | Importance | 12,00 | 12,00 | 12,00 | 12,00 | 12,00 | 12,00 | 12,00 | 12,00 |
| 6. | Pārnēsāšanas iekārta | √ | 6 | Parameter | - | √ | √ | √ | √ | - | - | - |
| | | | | Importance | 0,00 | 6,00 | 3,00 | 3,00 | 3,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 |
| 7. | Attālās vadības termināls | √ | 5 | Parameter | √ | - | - | - | - | √ | √ | √ |
| | | | | Importance | 5,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 0,00 | 5,00 | 5,00 | 5,00 |
| Kopā: | | | 100 | - | 34,00 | 50,00 | 92,00 | 42,00 | 56,00 | 58,50 | 58,50 | 58,50 |

| Nr. p.k. | Optimization criteria | | Relative importance, % | Value | GCS Software Type | | |
|-----------------------------|-----------------------------|-----------|------------------------|------------|-------------------|-------|--------|
| | Criteria | Objective | | | A | B | C |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 |
| Vispārējie parametri | | - | - | - | - | - | - |
| 1. | Attīstības komplekts | √ | 50 | Parameter | - | - | √ |
| | | | | Importance | 0,00 | 0,00 | 50,00 |
| 2. | Lietderīgās slodzes logs | √ | 30 | Parameter | √ | - | √ |
| | | | | Importance | 30,00 | 20,00 | 30,00 |
| 3. | Maršruta plānošana lidojumā | √ | 20 | Parameter | √ | - | √ |
| | | | | Importance | 20,00 | 0,00 | 20,00 |
| Kopā: | | | 100 | - | 50,00 | 20,00 | 100,00 |
| Pavisam kopā: | | | - | - | - | - | 192,00 |

Nacionālā atēla interpretācijas līmeņa skala (NIIRS)

0 līmenis (Rating Level 0)

Attēla interpretāciju aizkavē gaismas spožums, slikts apgaismojums vai vāja izšķirtspēja.

1 līmenis (Rating Level 1)

Var atšķirt galvenās dabas/zemes klases (piemēram, pilsēta, lauksaimniecības, mežs, ūdenskrātuve, neauglīgs apvidus).

Identificē vidēja lieluma ostas iekārtu.

Identificē lielceļus vai dzelzceļa tiltus virs ūdenskrātuvēm.

Identificē desantēšanās šķēršļus uz placdarmiem.

2 līmenis (Rating Level 2)

Identificē lielas celtnes (piemēram, slimnīcas, rūpnīcas)

Var identificēt ceļu apveidus, līdzīgus ceļa viaduktiem uz lielceļu sistēmām.

Identificē meža cirsmas.

Identificē daudzjoslu lielceļu.

3 līmenis (Rating Level 3)

Identificē lielas upes krasta līniju

Identificē helikoptera nosēšanās laukumu pēc konfigurācijas un apzīmējumiem.

Identificē atsevišķas mājas dzīvojamos rajonos.

Identificē inženiertehnisko aprīkojumu darbībā.

Identificē upē uzstādītu peldošo tiltu.

4 līmenis (Rating Level 4)

Identificē kāpurķēžu vai riteņu inženiertehniskos transportlīdzekļus, riteņu transportlīdzekļu veidus, kad tie ir novietoti grupās.

Identificē bojātus upju krastus pēc raktuvju ceļu būvniecības.

Identificē mazas upes tiltu vai mehanizētu tilta konstrukciju inženiertehniskā darbībā.

Identificē steidzīgi būvētu ceļu militārām vajadzībām bez maskējuma.

Identificē zemes vai klinšu nogrūvumu, kas ir pietiekami liels, lai pārsegtu vienzoslas ceļu.

Identificē prettanku grāvi uz viendabīga fona pamatnes.

Identificē ceļus/takas šķēršļotā laukā.

Identificē helikoptera nosēšanās laukuma būvniecībai piemērotu vietu.

5 līmenis (Rating Level 5)

Identificē upju krastu augsnes veidu.

Identificē pludmales apkārtni piemērotu jūras desantēšanās operācijai.

Identificē vai ir apvedceļš ap galveno ceļu.

Identificē tilta konstrukciju un bojājumus.

Identificē koku veidus.

Identificē teltis (lielākas par diviem cilvēkiem) kempingu vietās.

Atšķir militāru iekārtu krāsota raksta maskējumu un pārsegtu maskējumu.

6 līmenis (Rating Level 6)

Identificē vasaras meža apvidus maskējuma tīklu, kas ir pietiekami liels tanka maskēšanai, no izklīdus augošu koku pamata fona.

Identificē ūdenī izvietotus navigācijas kanālu marķējumus un pastāvīgās bojas.

Identificē nesēn izveidotu mīnu lauku sauszemes spēku dislokācijas vietā pamatojoties uz regulāru rakstu/izskatu vai savandītu zemi, vai augu valsti.

Identificē šķēršļus uz ceļa.

Identificē lielu šķēršļu veidu šķēršļu joslā (piemēram, sliežu šķēršlis, prettanku tetrahedrons, utt.).

Atšķir riteņu buldozerus no iekrāvējiem.

7 līmenis (Rating Level 7)

Atšķir tankus, artilērijas iekārtas un to imitācijas.

Identificē puspažemes ieejas darbus bez maskējuma.

Identificē piestātnes zemūdens balstus.

Identificē lapsu alas pēc ieejas apmales.

8 līmenis (Rating Level 8)

Identificē inženirtehniskos darbus veicošo personālu skaitu.

Identificē šaušanas lūkas zemes nocietinājuma vietās un identificē mīnu izvietošanas mašīnu izkaisītās mīnas.

9 līmenis (Rating Level 9)

Identificē atsevišķus dzeloņus uz dzeloņstieplu žoga.

Identificē uz inženirtehniskiem transportlīdzekļiem uzkrātos numurus.

Identificē virves vijumus 1 līdz 3 collu diametra virvei.

MATLAB kods NIIRS aprēķinam EO sensoram

```

% UAS air vehicle Flight EO sensor resolution calculation with National
% Image Interpretation Scale (NIIRS) using General Image Quality Equation
% (GIQE). The result will give approximate notion of imige quality depending
% on the UAS air vehicle flight altitude, as well as information about
% technical data for EO sensor for selection or for selection of technical
% componants for the sensor.

%% EO sensor parameters:
px = 1.10;           % Pixel pitch on x axe, ?m (1 μm = 0.001 mm)
py = 1.10;           % Pixel pitch on y axe, ?m
f = 60.00;           % EO sensor focal length, mm
fmin = 3.30;         % EO sensor minimum focal length, mm
fmax = 33.00;        % EO sensor maximum focal length, mm
gamma = 30;          % Angle between the intersection of the two planes and
                    % the x-axis, degrees
psi = 45;            % Zenith angle (?) between the local vertical and z,
degrees
RER_1 = 0.747;       % Relative Edge Response;
RER_2 = 0.600;       % Relative Edge Response;
RER_3 = 0.475;       % Relative Edge Response;
RER_4 = 0.383;       % Relative Edge Response;
H = 1.25;            % Overshoot value derived from the edge response
function;
G = 5.23;            % Noise gain associated with image post processing,
                    % value is shown for medium gain, correspondingly it is
                    % 2.80 and 10.06 for low and high;
SNR = 6.00;          % Signal-To-Noise ratio, the range of SNR values are
                    % very wide, in this case value is taken applying Wiener
                    filter;
                    % For calculation: SNR = ((? ? RS)/sqrt(? ? RS +
                    % RH))*sqrt(K*tint);
c0 = 6.555;          % Coefficient for GIQE3;
c1 = -3.32;          % Coefficient for GIQE3;
c2 = 3.32;           % Coefficient for GIQE3;
c3 = -1.48;          % Coefficient for GIQE3;
c4 = -1.00;          % Coefficient for GIQE3;

%% UAS Air Vehicle parameters:
r = 350;             % Inflight altitude, m

%% Ground Sample Distance (GSD) calculation:
GSDx = r*(px*0.001/f)*sqrt(cos(gamma)^2 + (sin(gamma)^2/cos(psi)^2));
GSDy = r*(py*0.001/f)*sqrt(sin(gamma)^2 + (cos(gamma)^2/cos(psi)^2));
GSD = sqrt(GSDx*GSDy);

%% NIIRS calculation:
NIIRS_1 = c0 + c1*log10(GSD) + c2*log10(RER_1) + c3*H + c4*G/SNR;
NIIRS_2 = c0 + c1*log10(GSD) + c2*log10(RER_2) + c3*H + c4*G/SNR;
NIIRS_3 = c0 + c1*log10(GSD) + c2*log10(RER_3) + c3*H + c4*G/SNR;
NIIRS_4 = c0 + c1*log10(GSD) + c2*log10(RER_4) + c3*H + c4*G/SNR;

```

```

%% Result:
EO_NIIRS_1 = ['NIIRS_1 = ', num2str(NIIRS_1), '    '];
disp(EO_NIIRS_1)
EO_NIIRS_2 = ['NIIRS_2 = ', num2str(NIIRS_2), '    '];
disp(EO_NIIRS_2)
EO_NIIRS_3 = ['NIIRS_3 = ', num2str(NIIRS_3), '    '];
disp(EO_NIIRS_3)
EO_NIIRS_4 = ['NIIRS_4 = ', num2str(NIIRS_4), '    '];
disp(EO_NIIRS_4)
>> eo_sensor_niirs
NIIRS_1 = 10.2128
NIIRS_2 = 9.8969
NIIRS_3 = 9.56
NIIRS_4 = 9.2496

```

***MATLAB* kods NIIRS aprēķinam IR sensoram**

```

% UAS air vehicle Flight EO sensor resolution calculation with National
% Image Interpretation Scale (NIIRS) using General Image Quality Equation
% (GIQE). The result will give approximate notion of imige quality depending
% on the UAS air vehicle flight altitude, as well as information about
% technical data for EO sensor for selection or for selection of technical
% componants for the sensor.

%% EO sensor parameters:
px = 9.70;           % Pixel pitch on x axe, ?m (1 µm = 0.001 mm)
py = 9.70;           % Pixel pitch on y axe, ?m
f = 60.00;           % EO sensor focal length, mm
fmin = 3.30;         % EO sensor minimum focal length, mm
fmax = 33.00;        % EO sensor maximum focal length, mm
gamma = 30;          % Angle between the intersection of the two planes and
                    % the x-axis, degrees
psi = 45;            % Zenith angle (?) between the local vertical and z,
degrees
RER_1 = 0.747;       % Relative Edge Respons;
RER_2 = 0.600;       % Relative Edge Respons;
RER_3 = 0.475;       % Relative Edge Respons;
RER_4 = 0.383;       % Relative Edge Respons;
H = 1.25;            % Overshoot value derived from the edge response
function;
G = 5.23;            % Noise gain associated with image post processing,
                    % value is shown for medium gain, correspondingly it is
                    % 2.80 and 10.06 for low and high;
SNR = 6.00;          % Signal-To-Noise ratio, the range of SNR values are
                    % very wide, in this case value is taken applying Wiener
                    filter;
                    % For calculation: SNR = ((? ? RS)/sqrt(? ? RS +
                    % RH))*sqrt(K*tint);
c0 = 6.555;          % Coefficient for GIQE3;
c1 = -3.32;          % Coefficient for GIQE3;
c2 = 3.32;           % Coefficient for GIQE3;
c3 = -1.48;          % Coefficient for GIQE3;
c4 = -1.00;          % Coefficient for GIQE3;

%% UAS Air Vehicle parametrs:

```

```

r = 350; % Inflight altitude, m

%% Ground Sample Distance (GDS) calculation:
GSDx = r*(px*0.001/f)*sqrt(cos(gamma)^2 + (sin(gamma)^2/cos(psi)^2));
GSDy = r*(py*0.001/f)*sqrt(sin(gamma)^2 + (cos(gamma)^2/cos(psi)^2));
GSD = sqrt(GSDx*GSDy);

%% NIIRS calculation:
NIIRS_1 = c0 + c1*log10(GSD) + c2*log10(RER_1) + c3*H + c4*G/SNR;
NIIRS_2 = c0 + c1*log10(GSD) + c2*log10(RER_2) + c3*H + c4*G/SNR;
NIIRS_3 = c0 + c1*log10(GSD) + c2*log10(RER_3) + c3*H + c4*G/SNR;
NIIRS_4 = c0 + c1*log10(GSD) + c2*log10(RER_4) + c3*H + c4*G/SNR;

%% Result:
EO_NIIRS_1 = ['NIIRS_1 = ', num2str(NIIRS_1), ' '];
disp(EO_NIIRS_1)
EO_NIIRS_2 = ['NIIRS_2 = ', num2str(NIIRS_2), ' '];
disp(EO_NIIRS_2)
EO_NIIRS_3 = ['NIIRS_3 = ', num2str(NIIRS_3), ' '];
disp(EO_NIIRS_3)
EO_NIIRS_4 = ['NIIRS_4 = ', num2str(NIIRS_4), ' '];
disp(EO_NIIRS_4)
ir_sensor_niirs
NIIRS_1 = 7.0742
NIIRS_2 = 6.7582
NIIRS_3 = 6.4214
NIIRS_4 = 6.111

```

EO sensora modula FSM-AR1335 tehnikskie dati



FSM-AR1335 FSM-AR1335C v1.0g Datasheet Specification

Image Sensor

| | |
|------------------|-----------------------------|
| Shutter Type | CMOS Rolling Shutter |
| Chromaticity | Color |
| Optical Format | 1/3.2" |
| Pixel Size | 1.1 x 1.1 μm |
| Max. Resolution | 13.1 Mpx / 4208 x 3120 px |
| Framerate (max.) | 30 FPS (at full resolution) |
| Bit Depth(s) | 8 / 10 bit |

Interface

| | |
|----------------|-------------------------|
| Data Interface | MIPI CSI-2 (2 / 4 Lane) |
|----------------|-------------------------|

| | |
|------------------------------|--------------------------------|
| Communication Interface | I ² C |
| Drive Frequency(s) | 6 to 48 MHz |
| Input Voltages | 1.2V, 1.8V, 2.7V |
| Interface Connector | Hirose DF40C-60DP-0.4V(51) |
| EEPROM (Sensor ID) | Yes |
| Mechanical | |
| Dimensions (HxWxD) | 26.5 mm x 26.5 mm |
| Environmental | |
| Operating Temperature | -30°C to +70°C |
| Storage Temperature | -40°C to +85°C |
| Ambient Humidity | 20% to 95% RH, non condensing |
| Software Support | |
| Driver | V4L2 Based Device Driver |
| Supported Platform(s) | NVIDIA Jetson TX2 / AGX Xavier |
| Linux Version(s) | L4T 32.2.1 (JetPack 4.2.2) |
| API Languages | C / C++ |
| Suggested Accessories | |
| Flex Cable 150 mm | |
| Lens Mounts: | M12 or C/CS-Mount options |

IR sensora moduła AR1337 tehniške dati

The AR1337 is a 13 MP CMOS imaging sensor featuring SuperPD™ PDAF technology. This advanced sensor has unique PDAF micro-lens and PDAF pattern technology which gives it superior AF performance especially in low light. Built with 1.1µm pixels providing an industry standard 1/3.2” optical format gives AR1337 the right size for high volume designs. Image Quality is driven by leading quantum efficiency and sensitivity while maintaining low read noise. This combination delivers excellent images in bright day light or low indoor lighting conditions. AR1337 runs at 13 MP at 30 frames per second and also supports 4k2k video at 30 frames per second and Full HD 1080P video up to 60 frames per second.

Features:

- SuperPD™ PDAF technology
- Leading low light auto focus performance
- Unique PDAF pattern and micro-lens technologies
- High accuracy Phase Detect Auto Focus (PDAF) functionality
- On-chip bad pixel correction and AF calculations
- Simplified camera module integrator calibration and integration to backend application processors
- High Quantum Efficiency and Sensitivity with Low read noise • Superior image quality especially in low light.

MATLAB kods planēšanas lidojuma snieguma aprēķinam

```

[T, a, P, rho] = atmosisa(400);
TAS_bg = sqrt((2*W) / (rho*S)) * (1. / (4*Cd0.^2 + Cd0.*pi*e*AR*cos(phi)^2)).^(1/4);
CAS_bg = correctairspeed(TAS_bg,a,P, 'TAS', 'CAS');
gamma_bg_rad = asin(-sqrt((4.*Cd0') ./ (pi*e*AR*cos(phi)^2 + 4.*Cd0')));
D_bg = -W*sin(gamma_bg_rad);
L_bg = W*cos(gamma_bg_rad);
Cd_bg = D_bg./ (qbar*S);
Cl_bg = L_bg./ (qbar*S);
TAS = (5:30)';
qbar = dpressure([TAS zeros(size(TAS,1),2)],rho);
Dp = (1/2)*rho*S*Cd0.*(TAS.^2);
Di = (2*W^2)/(rho*S*pi*e*AR).*(TAS.^-2);
D = Dp + Di;
h1 = figure;
plot(CAS,L./D);
title('L/D vs. CAS');
xlabel('CAS, m/s'); ylabel('L/D');
plot([CAS_bg,CAS_bg],[0,L_bg/D_bg], 'LineStyle','--', 'MarkerFaceColor','k');
legend('L/D', 'L_{bg}/D_{bg}', 'Location', 'Best');
h2 = figure;
plot(CAS,Dp,CAS,Di,CAS,D);
title('Parasite, induced, and total drag curves');
xlabel('CAS, m/s'); ylabel('Drag, N');
plot([CAS_bg,CAS_bg],[0,D_bg], 'LineStyle','--', 'MarkerFaceColor','k');
legend('Parasite, D_p', 'Induced, D_i', 'Total, D', 'D_{bg}', 'Location', 'Best');

```

**MATLAB kods BPLA sistēmas lidaparāta lidojuma
optimālo parametru aprēķinam**

```

% This file calculates Unmanned Aircraft System air vehicle best
performance
% quantities as it will influence operation time. Best performance
calculations
% provide values of maximum range flight, maximum endurance flight
velocities
% and corresponding required power values.
% The UAS air vehicle Specifications are declared as follows:
m = 8.013;           % The air vehicle mass, kg;
S = 1.1102;         % The wing reference area, m^2;
AR = 6.0;           % The wing aspect ratio;
Cd0 = 0.01387;     % Flaps up parasite drag coefficient;
e = 0.8106;        % Oswald efficiency factor;
g = 9.80655;       % Gravitational acceleration, m/s^2
W = m*g;           % The air vehicle weight, N;
% Conditions
% Set the current aircraft conditions. The bank angle (phi) is zero
% for this case.
h = 350;           % Altitude, m
phi = 0;           % Bank angle, deg
% Calculate atmospheric parameters based on altitude using atmoscoesa:
[T, a, P, rho] = atmosisa(350);
% T - Array of m temperatures, in kelvin;
% a - Array of m speeds of sound, in meters per second. The function
% calculates speed of sound using a perfect gas relationship;
% rho - Array of m densities, in kilograms per meter cubed. The function
% calculates density using a perfect gas relationship;
% P - Array of m pressures, in pascal.
% Best Glide Data
% Best glide velocity is calculated using the following equation. TAS
% (true airspeed) is the velocity of the aircraft relative to the
% surrounding air mass:
TAS_bg = sqrt((2*W) / (rho*S))...
        *(1./(4*Cd0.^2 + Cd0.*pi*e*AR*cos(phi)^2)).^(1/4); % TAS, m/s
% Convert KTAS to KCAS using correctairspeed. KCAS (calibrated airspeed)
% is the velocity corrected for instrument error and position error.
This
% position error comes from inaccuracies in static pressure measurements
at
% different points in the flight envelope.
% Convert velocity from m/s to kts using convvel. KTAS is true airspeed
in
% knots:
%KTAS_bg = convvel(TAS_bg,'m/s','kts');
% Convert KTAS to KCAS using correctairspeed. KCAS (calibrated airspeed
in
% knots) is the velocity corrected for instrument error and position
error.

```

```

% This position error comes from inaccuracies in static pressure
% measurements at different points in the flight envelope:
CAS_bg = correctairspeed(TAS_bg,a,P,'TAS','CAS');
% Best glide angle - this is the angle between the flight path and the
% ground that provides the highest L/D ratio, is calculated using:
gamma_bg_rad = asin( -sqrt((4.*Cd0')./(pi*e*AR*cos(phi)^2 + 4.*Cd0')));
% Convert glide angle from radians to degrees using convang:
gamma_bg = convang(gamma_bg_rad,'rad','deg');
% Best glide drag is calculated using:
D_bg = -W*sin(gamma_bg_rad);
% Best glide lift is calculated using:
L_bg = W*cos(gamma_bg_rad);
% Calculate dynamic pressure using dpressure:
qbar = dpressure([TAS_bg' zeros(size(TAS_bg,2),2)], rho);
% Calculate drag and lift coefficients using:
Cd_bg = D_bg./(qbar*S);
Cl_bg = L_bg./(qbar*S);
% Verification
% These plots show drag and lift-drag ratio plots for the air vehicle as
a
% function of KCAS. The plots are used to verify the best glide
% calculations.
% Set range of airspeeds and convert to KCAS using convvel and
% correctairspeed:
TAS = (5:30)'; % true airspeed, m/s;
%%KTAS = convvel(TAS,'m/s','kts)'; % true airspeed, kts
CAS = correctairspeed(TAS,a,P,'TAS','CAS'); % corrected airspeed, m/s
% Calculate dynamic pressure for new airspeeds using dpressure:
qbar = dpressure([TAS zeros(size(TAS,1),2)],rho);
% Calculate parasite drag using:
% Dp = qbar*S.*Cd0;
Dp = (1/2)*rho*S*Cd0.*(TAS.^2);
% Calculate induced drag using:
Di = (2*W^2)/(rho*S*pi*e*AR).*(TAS.^-2);
% Calculate total drag using:
D = Dp + Di;
% Approximate lift as weight (assuming small glide angle and small angle
of
% attack). At this speed, assuming and using from above, the angle of
% attack (alpha) is about 5 degrees.
alpha = Cl_bg/2*pi;
AoA = rad2deg(alpha);
Angle_AoA = ['AoA = ',num2str(alpha),' degrees'];
disp(Angle_AoA)
% Adding the flight path angle (i.e. best glide % angle) from above
shows
% the fuselage pitch (attitude angle theta) to be about 1.5 degrees.
L = W;
%% Plot L/D versus CAS
% As expected, the maximum L/D occurs at approximately the best glide
% velocity calculated above.
hl = figure;
plot(CAS,L./D);
L_Dmax = max(L./D);
title('L/D vs. CAS');
xlabel('CAS, m/s'); ylabel('L/D');
grid on

```

```

hold on
plot(CAS_bg,L_bg/D_bg,'Marker','o','MarkerFaceColor','black',...
      'MarkerEdgeColor','black','Color','white');
plot([CAS_bg,CAS_bg],[0,L_bg/D_bg],'LineStyle','--',...
      'MarkerFaceColor','k');
hold off
legend('L/D','L_{bg}/D_{bg}','Location','Best');
annotation('textarrow',[0.539 0.539],[0.23 0.12],'String','CAS_{bg}');
% Add lines for the maximum L/D that occurs at the best glide velocity
% x_bg = CAS_bg;
% y_bg = L_bg/D_bg;
line('XData',[CAS_bg CAS_bg 0],'YData',[0 L_bg/D_bg L_bg/D_bg], ...
      'LineWidth',0.5,'LineStyle','--','Color',[0.2 0.4 1.0])
%% Plot parasite, induced, and total drag curves
% Notice the minimum total drag (i.e. D_bg) occurs at approximately the
% same best glide velocity calculated above.
h2 = figure;
plot(CAS,Dp,CAS,Di,CAS,D);
title('Parasite, induced, and total drag curves');
xlabel('CAS, m/s'); ylabel('Drag, N');
grid on
hold on
plot(CAS_bg,D_bg,'Marker','o','MarkerFaceColor','black',...
      'MarkerEdgeColor','black','Color','white');
plot([CAS_bg,CAS_bg],[0,D_bg],'LineStyle','--',...
      'MarkerFaceColor','k');
hold off
legend('Parasite, D_p','Induced, D_i','Total, D','D_{bg}','Location',...
      'Best');annotation('textarrow',[0.539 0.539],[0.26
0.12],'String',...
      'CAS_{bg}');
% Add lines for the minimum drag the best glide velocity
x_bg = CAS_bg;
y_bg = D_bg;
line('XData',[CAS_bg CAS_bg 0],'YData',[0 D_bg D_bg],'LineWidth', ...
      0.5,'LineStyle','--','Color',[0.2 0.4 1.0])
%% Plot tangent to total drag curve, find maximum endurance speed
h3 = figure;
plot(CAS,D);
axis([0 35 0 18]);
title('Optimum cruise speed determination');
xlabel('CAS, m/s'); ylabel('Drag, N');
grid on
dD = diff(D)./diff(CAS);
k_1=17;
a = 1:0.08:1.5;
tang_1=((CAS-CAS(k_1)).*dD(k_1)).*a+D(k_1);
hold on
% The line plot through origine
x_1 = 0:1:34;
y_1 = 0.2627.*x_1;
if plot(x_1,y_1) >= tang_1;
plot(CAS,tang_1,'LineSpec');
end
scatter(CAS(k_1),D(k_1))
[xint_1,yint_1] = polyxpoly(CAS,D,CAS(k_1),D(k_1));
x oc = xint_1;

```

```

y_oc = yint_1;
line('XData', [CAS(k_1) CAS(k_1) 0], 'YData', [0 D(k_1) D(k_1)], ...
     'LineWidth', 0.5, 'LineStyle', '--', 'Color', [0.4 0.6 1.0])
hold off
legend('Drag, N', 'Tangent Line', 'Tangent Point, D', ...
      'Tangent Point Values, CAS {oc}, D {oc}', 'Location', 'Best');
annotation('textarrow', [0.589 0.589], [0.21 0.12], 'String', 'CAS_{oc}');
annotation('textarrow', [0.26 0.16], [0.355 0.355], 'String', 'D_{oc}');
%% Power required vs airspeed curve calculation
% Input parameters:
CAS = 2:1:24:34;           % Airspeed, m/s
K = 1/(pi*e*AR);          % Induced drag coefficient:
% Power required curve:
Preq = Cd0*0.5*rho*S.*CAS.^3 + ((K*W^2)./(0.5*rho*S.*CAS));
% Plot power required vs airspeed curve
h4 = figure;
plot(CAS, Preq);
title('Power required vs airspeed curve');
xlabel('CAS, m/s'); ylabel('Preq, W');
grid on
dPreq = diff(Preq)./diff(CAS);
k_2 = 12;
a_2 = 2:2:53;
tang_2 = ((CAS-CAS(k_2)).*dPreq(k_2)).*a_2+Preq(k_2);
hold on
% Find maximum range speed
% The line plot through origine
x_2 = 0:1:34;
y_2 = 4.7427.*x_2;
if plot(x_2, y_2) >= tang_2;
plot(CAS, tang_2, 'LineStyle');
end
scatter(CAS(k_2), Preq(k_2))
[xint_2, yint_2] = polyxpoly(CAS, Preq, CAS(k_2), Preq(k_2));
x_mr = xint_2;
y_mr = yint_2;
line('XData', [CAS(k_2) CAS(k_2) 0], 'YData', [0 Preq(k_2) Preq(k_2)],
     ...
     'LineWidth', 0.5, 'LineStyle', '--', 'Color', [0.4 0.6 1.0])
annotation('textarrow', [0.614 0.614], [0.21 0.12], 'String', 'CAS_{oc}');
annotation('textarrow', [0.26 0.16], [0.397 0.397], 'String', 'P_{oc}');
% Optimum cruise speed power
scatter(CAS(k_1), Preq(k_1))
[xint_1, yint_1] = polyxpoly(CAS, Preq, CAS(k_1), Preq(k_1));
P_oc = Preq(x_oc==yint_1);
line('XData', [CAS(k_1) CAS(k_1) 0], 'YData', [0 Preq(k_1) Preq(k_1)],
     ...
     'LineWidth', 0.5, 'LineStyle', '--', 'Color', [0.4 0.6 1.0])
% Maximum endurance speed
yMin = min(Preq);
xMin = CAS(Preq==yMin);
plot(xMin, yMin, '*g')
line('XData', [xMin xMin 0], 'YData', [0 yMin yMin], ...
     'LineWidth', 0.5, 'LineStyle', '--', 'Color', [0.4 0.6 1.0])
hold off
legend('Power, W', 'Tangent Line', 'Tangent Point, D', ...
      'Tangent Point Values, CAS {mr}, P {mr}', 'Location', 'Best');

```

```

annotation('textarrow',[0.4762 0.4762],[0.21 0.12],'String','CAS_{mr}');
annotation('textarrow',[0.24 0.14],[0.283 0.283],'String','P_{mr}');
annotation('textarrow',[0.3938 0.3938],[0.21 0.12],'String','CAS_{me}');
annotation('textarrow',[0.24 0.14],[0.266 0.266],'String','P_{me}');
%% Summary of Best Performance Values:
% L/Dmax = 20.5516           Maximum L/D ratio
Ratio_L_Dmax = ['L/Dmax = ',num2str(L_Dmax),' - coefficient'];
disp(Ratio_L_Dmax)
% KCAS_bg = 28.9204           Correct airspeed, m/s
Correct_airspeed = ['CAS_bg = ',num2str(CAS_bg),' m/s'];
disp(Correct_airspeed)
% gamma_bg = -4.4662           Best glide angle, deg
Best_glide_angle = ['gamma_bg = ',num2str(gamma_bg),' degrees'];
disp(Best_glide_angle)
% Cd_bg = 0.0460           Best glide drag coefficient
Best_glide_drag = ['Cd_bg = ',num2str(Cd_bg),' - coefficient'];
disp(Best_glide_drag)
% Cl_bg = 0.5889           Best glide lift coefficient
Best_glide_lift = ['Cl_bg = ',num2str(Cl_bg),' - coefficient'];
disp(Best_glide_lift)
% D_bg = 6.1113           Best glide drag
Glide_drag = ['D_bg = ',num2str(D_bg),' N'];
disp(Glide_drag)
% L_bg = 78.2417           Best glide lift
Glide_lift = ['L_bg = ',num2str(L_bg),' N'];
disp(Glide_lift)
% Optimum cruise flight speed m/s
Optimum_cruise_speed = ['CAS_oc = ',num2str(xint_1),' m/s'];
disp(Optimum_cruise_speed)
% Corresponding drag coefficient to optimum cruise flight speed
% Optimum cruise drag coefficient
Optimum_cruise_drag = ['D_oc = ',num2str(yint_1),' N'];
disp(Optimum_cruise_drag)
% Maximum range flight speed m/s
Maximum_range_speed = ['CAS_mr = ',num2str(xint_2),' m/s'];
disp(Maximum_range_speed)
% Corresponding power required for maximum range flight speed
Maximum_range_power = ['P_mr = ',num2str(yint_2),' W'];
disp(Maximum_range_power)
% Maximum endurance flight speed m/s
Maximum_endurance_speed = ['CAS_me = ',num2str(xMin),' m/s'];
disp(Maximum_endurance_speed)
% Corresponding power required for maximum range flight speed
Maximum_endurance_power = ['P_me = ',num2str(yMin),' W'];
disp(Maximum_endurance_power)
% Optimum cruise flight power, W
Optimum_cruise_power = ['P_oc = ',num2str(yint_1),' W'];
disp(Optimum_cruise_power)

% In this file wing parameters after optimization are calculated.
Sref = 1.1102;           % wing reference area, m^2
AReff = 5;             % Wing aspect ratio
lambda = 0.6;          % Taper ratio
% Wing effective span:
beff = sqrt(AReff*Sref);
% Mean aerodynamic chord
MAC = beff/AReff;

```

```

% Wing root chord
Cr = (MAC*3)/(2*(1+lambda+lambda^2)/(1+lambda));
% Wing tip chord
Ct = Cr*lambda;
% As 50% chord sweep angle is 30 degrees, then wing LE, TE and quarter
% chord sweep angles are determined using triangle laws.
% In triangle CIF, where is 50% chord sweep angle, we can write:
FI = (beff/2)*sind(30);
% It follows that IH length is:
IH = FI - Ct/2;
% In the triangle AKH, where is wing LE (?LE), we can write following
% equation:
tan_LambdaLE = (Cr/2 + IH)/(beff/2);
%Lambda_LE = rad2deg(tan_LambdaLE);
Lambda_LE = atand(tan_LambdaLE);
% The wing LE sweep angle is 32,95 degrees backwards.
% In the triangle GJB, where is wing quarter chord sweep, we can write
% following equation:
tan_Lambda_c4 = (Ct/4 + (Cr/2 + IH) - Cr/4)/(beff/2);
Lambda_c4 = atand(tan_Lambda_c4);
% The wing quarter chord sweep angle is 31.50 degrees backwards.
% The last triangle in which wing TE sweep angle is situated we can
write
% following equation:
tan_LambdaTE = (Ct/2 + (Cr/2 + IH) - Cr)/(beff/2);
Lambda_TE = atand(tan_LambdaTE);
% The wing TE sweep angle is 21.83 degrees backwards.
% Determination of MAC distance on Y-axis:
Y = (beff/2)*((Cr-MAC)/(Cr-Ct));
% Using triangle law the neutral point distance Xn from the wing central
% apex point is determined:
Xn = Cr/4 + Y*tan_Lambda_c4;

% Summary of optimized wing parameters:
% Effective aspect ratio
EffectiveAspectRatio = ['AReff = ',num2str(AReff),' - coefficient'];
disp(EffectiveAspectRatio)
% Taper ratio
Lambda_TR = ['lambda = ',num2str(lambda),' - coefficient'];
disp(Lambda_TR)
% Effective wing span
EffectivWingSpan = ['beff = ',num2str(beff),' m'];
disp(EffectivWingSpan)
% Mean aerodynamic chord
MeanAerodynamicChord = ['MAC = ',num2str(MAC), ' m'];
disp(MeanAerodynamicChord)
% Wing root chord
WingRootChord = ['Cr = ',num2str(Cr),' m'];
disp(WingRootChord)
% Wing tip chord
WingTipChord = ['Ct = ',num2str(Ct),' m'];
disp(WingTipChord)
% Wing leading edge sweep angle
LeadingEdge = ['Lambda_LE = ',num2str(Lambda_LE),' degrees'];
disp(LeadingEdge)
% Wing quarter chord sweep angle

```



```

QuarterChord = ['Lambda_c4 = ',num2str(Lambda_c4),' degrees'];
disp(QuarterChord)
% Wing trailing edge sweep angle
TrailingEdge = ['Lambda_TE = ',num2str(Lambda_TE),' degrees'];
disp(TrailingEdge)
% Mean aerodynamic chord distance on y-axis
MAC_Distance = ['Y = ',num2str(Y), ' m'];
disp(MAC_Distance)
% Wing neutral point/aerodynamic center distance from wing central apex
% point
NeutralPoint = ['Xn = ',num2str(Xn), ' m'];
disp(NeutralPoint)

AReff = 5 - coefficient
lambda = 0.6 - coefficient
beff = 2.3561 m
MAC = 0.47121 m
Cr = 0.57699 m
Ct = 0.3462 m
Lambda_LE = 30.8777 degrees
Lambda_c4 = 28.7659 degrees
Lambda_TE = 14.311 degrees
Y = 0.53993 m
Xn = 0.44066 m

```

**MATLAB kods BPLA sistēmas lidaparāta
masas inerces momentu aprēķinam**

```

% In this file UAS air vehicle center of gravity is calculated
% Lifting Line Theory.
%% Initial parameters:
% Component weights
m_w = 0.827;           % wing weight, kg
m_f = 2.108;           % fuselage weight, kg
m_em = 0.356;          % electric motor module weight, kg
m_bp = 3.700;          % battery pack module weight, kg
m_av = 0.213;          % avionics module weight, kg
m_p = 0.300;           % payload module weight, kg
m_ad = 0.375;          % additional instalations (5%) weight, kg
% Component x_cg coordinate
x_w = 1.110;           % wing coordinate, m
x_f = 0.868;           % fuselage coordinate, m
x_em = 0.095;          % electric motor module coordinate, m
x_bp = 0.220;          % battery pack module coordinate, m
x_av = 0.060;          % avionics module coordinate, m
x_p = 0.065;           % payload module coordinate, m
x_ad = 0.800;          % additional instalations (5%) coordinate, m
% Component y_cg coordinate
y_w = 2.5809;          % wing coordinate, m
y_f = 0.260;           % fuselage coordinate, m
y_em = 0.035;          % electric motor module coordinate, m
y_bp = 0.135;          % battery pack module coordinate, m
y_av = 0.140;          % avionics module coordinate, m
y_p = 0.045;           % payload module coordinate, m
y_ad = 0.220;          % additional instalations (5%) coordinate, m
% Component z_cg coordinate
z_w = 0.100;           % wing coordinate, m
z_f = 0.120;           % fuselage coordinate, m
z_em = 0.035;          % electric motor module coordinate, m
z_bp = 0.100;          % battery pack module coordinate, m
z_av = 0.045;          % avionics module coordinate, m
z_p = 0.040;           % payload module coordinate, m
z_ad = 0.100;          % additional instalations (5%) coordinate, m
% Component cg distance to aircraft CG
d_wx = 0.499;          % wing coordinate, m
d_wy = 0.000;          % wing coordinate, m
d_wz = 0.020;          % wing coordinate, m
d_fx = 0.161;          % wing coordinate, m
d_fy = 0.000;          % wing coordinate, m
d_fz = 0.000;          % wing coordinate, m
d_emx = 0.548;         % wing coordinate, m
d_emy = 0.000;         % wing coordinate, m
d_emz = 0.000;         % wing coordinate, m
d_bpx = 0.003;         % wing coordinate, m
d_bpy = 0.000;         % wing coordinate, m
d_bpz = 0.000;         % wing coordinate, m

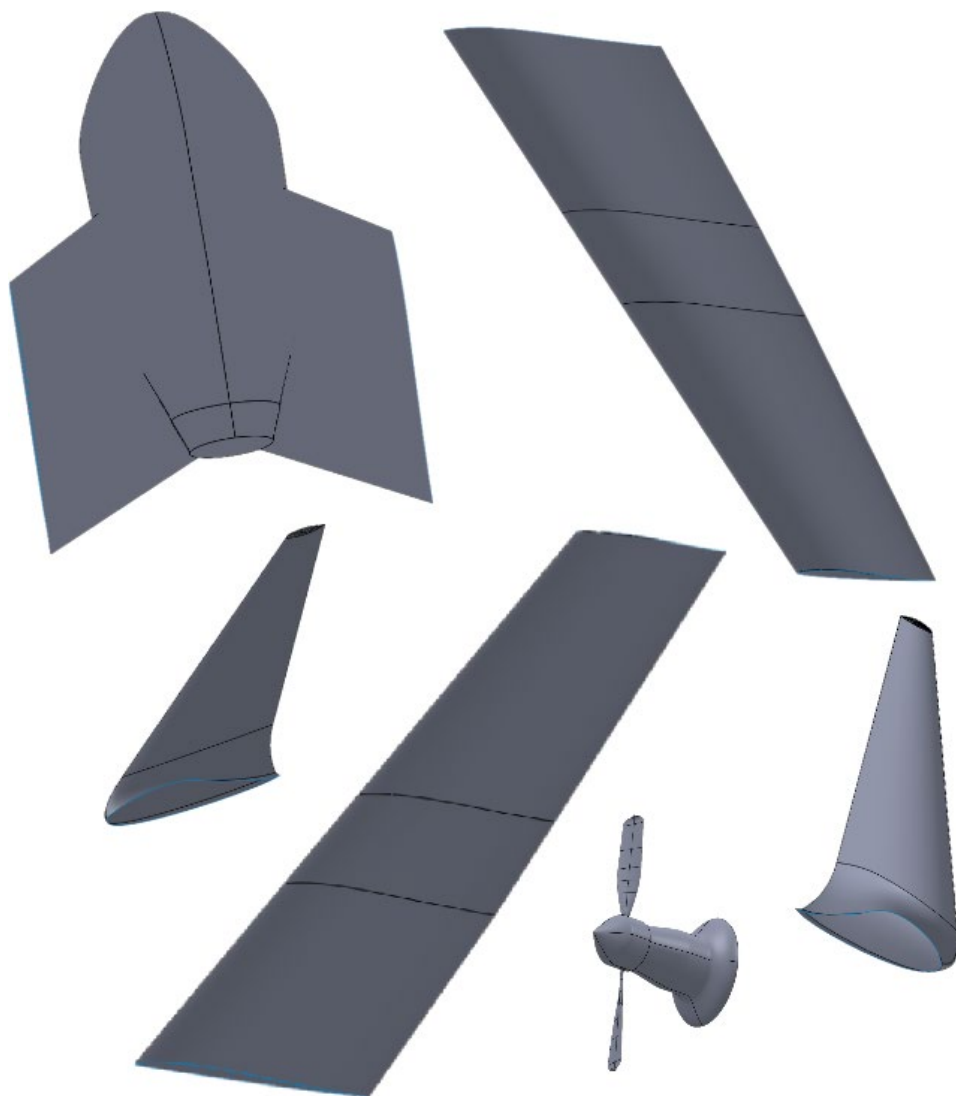
```

```

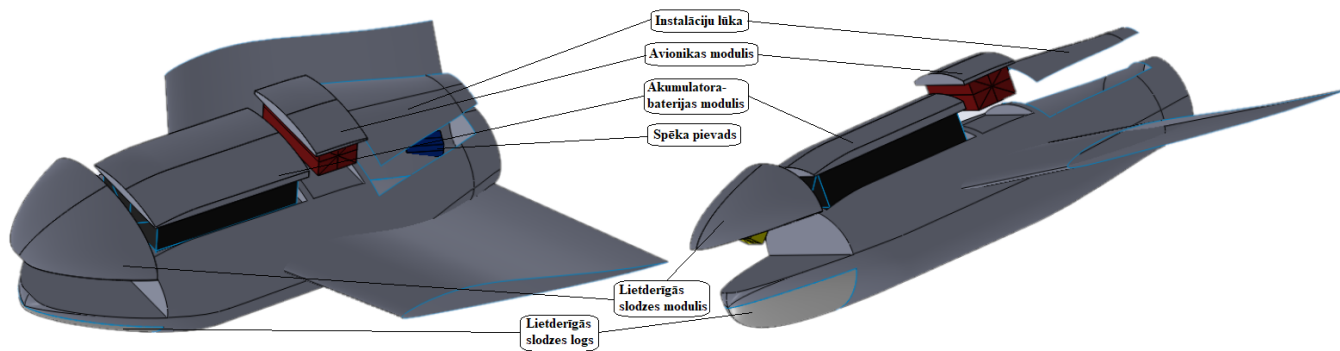
d_avx = 0.167;           % wing coordinate, m
d_avy = 0.000;           % wing coordinate, m
d_avz = 0.000;           % wing coordinate, m
d_px = 0.163;           % wing coordinate, m
d_py = 0.000;           % wing coordinate, m
d_pz = 0.020;           % wing coordinate, m
d_adx = 0.127;           % wing coordinate, m
d_ady = 0.000;           % wing coordinate, m
d_adz = 0.000;           % wing coordinate, m
%% Air-vehicle mass moments of inertia (Ixx, Iyy, Izz) calculation
% Mass moment of inertia calculation about x-axis (Ixx):
Ixx = (m_w/12*(y_w^2+z_w^2)+m_w*d_wy^2+m_w*d_wz^2)+(m_f/12*(y_f^2+...
z_f^2)+m_f*d_fx^2+m_f*d_fz^2)+(m_em*y_em^2+m_em*(d_emy^2+d_wz^2))+...
(m_bp/12*(y_bp^2+z_bp^2)+m_bp*(d_bpy^2+d_bpz^2))+(m_av/12*(y_av^2+...
z_av^2)+m_av*(d_avy^2+d_avz^2))+(m_p/12*(y_p^2+z_p^2)+m_p*(d_py^2+...
d_pz^2))+(m_ad/12*(y_ad^2+z_ad^2)+m_ad*(d_ady^2+d_adz^2));
% Mass moment of inertia calculation about y-axis (Iyy):
Iyy = (m_w/12*(x_w^2+z_w^2)+m_w*(d_wx^2+d_wz^2))+(m_f/12*(x_f^2+...
z_f^2)+m_f*(d_fx^2+d_fz^2))+(m_em/12*(x_em^2+3*z_em^2)+m_em*...
d_emx^2+d_emz^2))+(m_bp/12*(x_bp^2+z_bp^2)+m_bp*(d_bpx^2+d_bpz^2))+...
(m_av/12*(x_av^2+z_av^2)+m_av*(d_avx^2+d_avz^2))+(m_p/12*(x_p^2+...
z_p^2)+m_p*(d_px^2+d_pz^2))+(m_ad/12*(x_ad^2+z_ad^2)+m_ad*(d_adx^2+...
d_adz^2));
% Mass moment of inertia calculation about z-axis (Izz):
Izz = (m_w/12*(x_w^2+y_w^2)+m_w*(d_wx^2+d_wy^2))+(m_f/12*(x_f^2+y_f^2)+...
m_f*(d_fx^2+d_fy^2))+(m_em/12*(3*x_em^2+y_em^2)+m_em*(d_emx^2+...
d_emy^2))+(m_bp/12*(x_bp^2+y_bp^2)+m_bp*(d_bpx^2+d_bpy^2))+(m_av/12*(...
(x_av^2+y_av^2)+m_av*(d_avx^2+d_avy^2)))+(m_p/12*(x_p^2+y_p^2)+m_p*...
(d_px^2+d_py^2))+(m_ad/12*(x_ad^2+y_ad^2)+m_ad*(d_adx^2+d_ady^2));
%% Summary of mass moment of inertia calculation:
% Mass moment of inertia about x-axis
Mass_moment_X = ['Ixx = ', num2str(Ixx), ' kg*m^2'];
disp(Mass_moment_X)
% Mass moment of inertia about y-axis
Mass_moment_Y = ['Iyy = ', num2str(Iyy), ' kg*m^2'];
disp(Mass_moment_Y)
% Mass moment of inertia about z-axis
Mass_moment_Z = ['Izz = ', num2str(Izz), ' kg*m^2'];
disp(Mass_moment_Z)

```

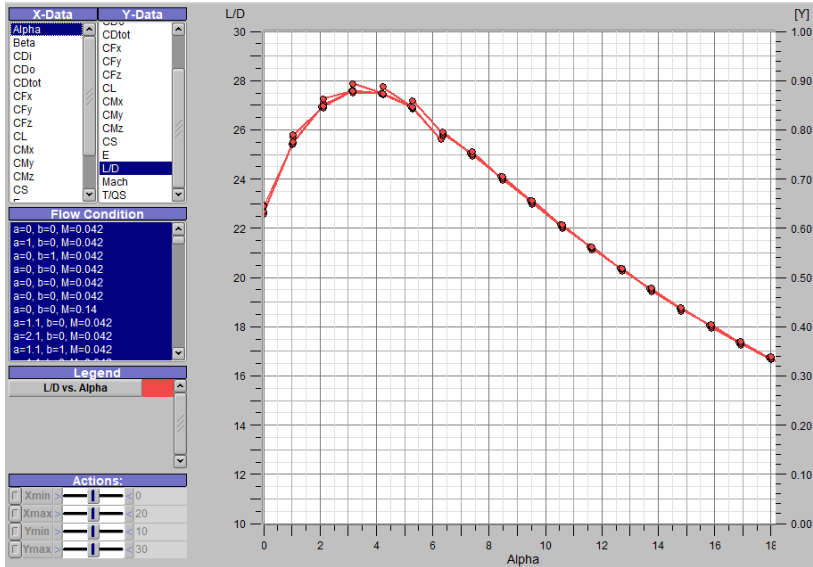
BPLA sistēmas lidaparāta moduļi



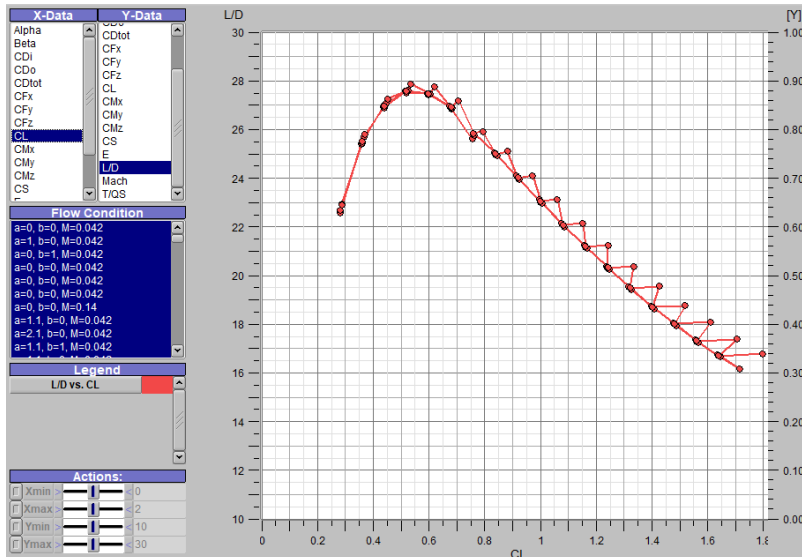
BPLA sistēmas lidaparāta korpusa moduļi



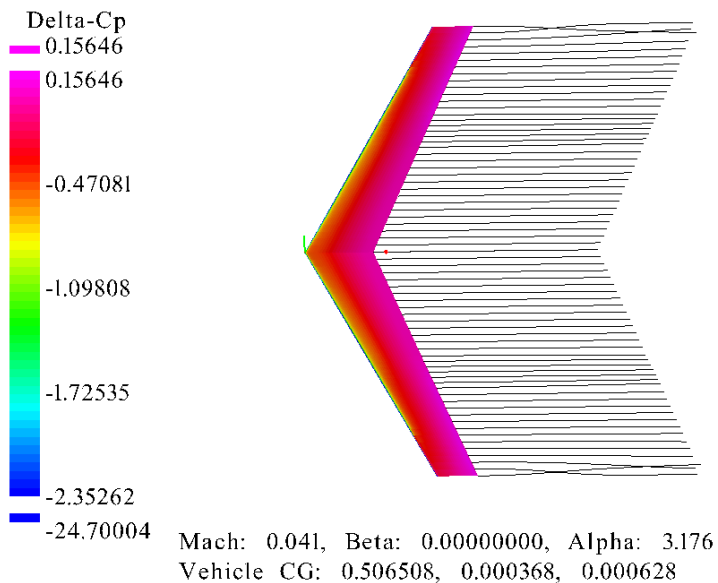
Bezpilota lidaparāta pārbaude *CFD* programmā *ANSYS Fluent*



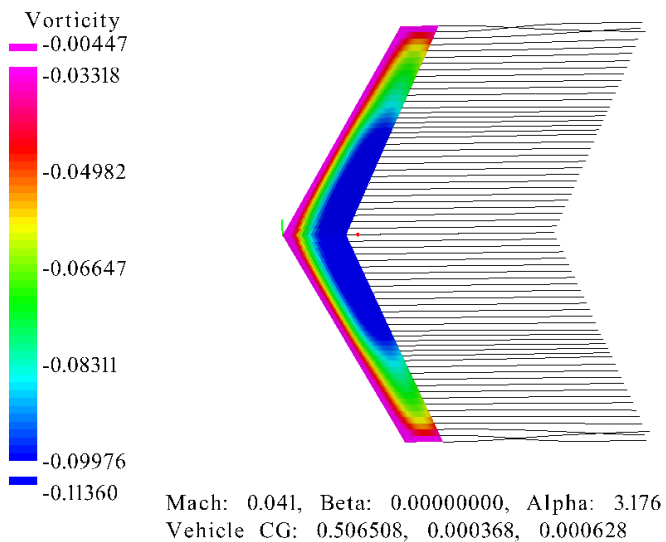
1. att. *CFD OpenVSP* programmā aprēķinātais sniegums: L/D pret α grafiks.



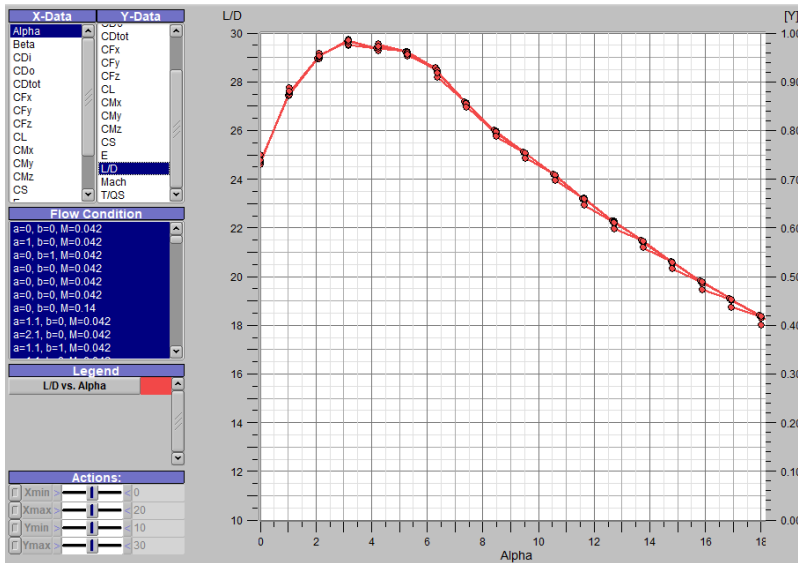
2. att. *CFD OpenVSP* programmā aprēķinātais sniegums: L/D pret C_L grafiks.



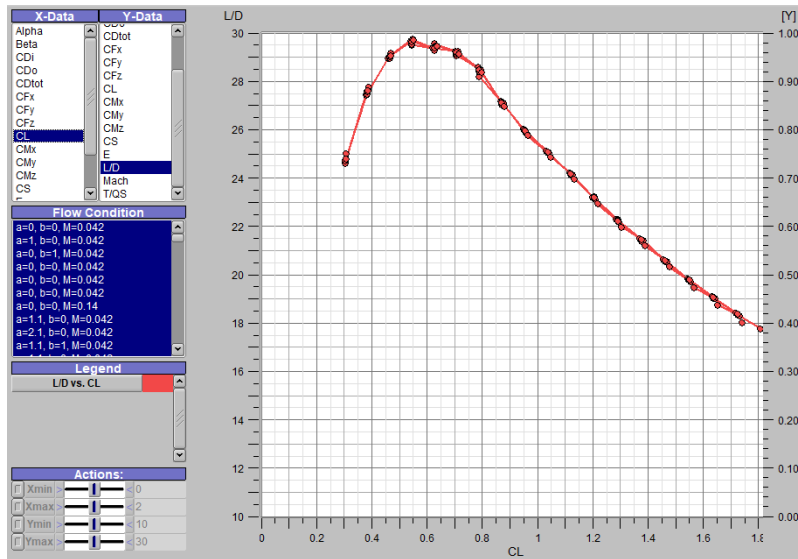
3. att. *CFD OpenVSP* programmā aprēķinātais sniegums: spiediena attēlojums.



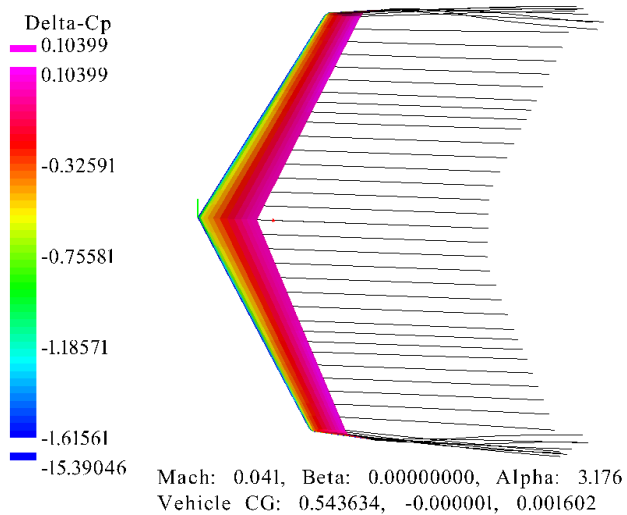
4. att. *CFD OpenVSP* programmā aprēķinātais sniegums: virpuļojuma attēlojums.



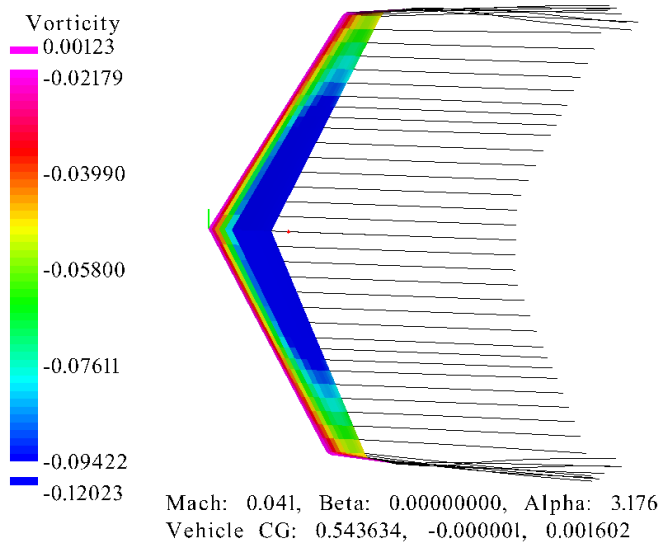
5. att. CFD OpenVSP programmā aprēķinātais sniegums spārnam ar vingletu: L/D pret α grafiks.



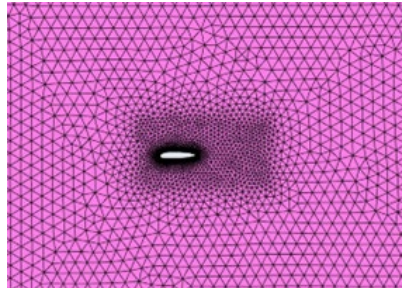
6. att. CFD OpenVSP programmā aprēķinātais sniegums spārnam ar vingletu: L/D pret C_L grafiks.



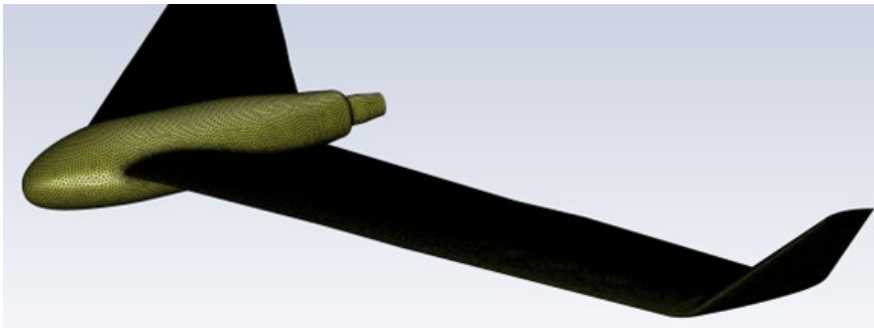
7. att. *CFD OpenVSP* programmā aprēķinātais sniegums spārnam ar vingletu: spiediena attēlojums.



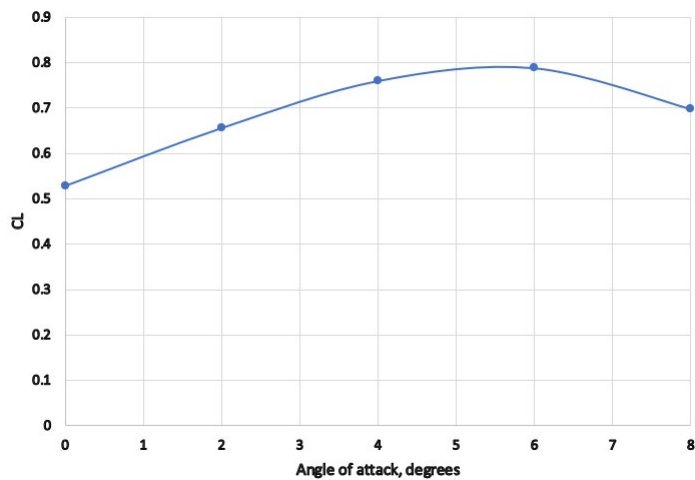
8. att. *CFD OpenVSP* programmā aprēķinātais sniegums spārnam ar vingletu: virpuļojuma attēlojums.

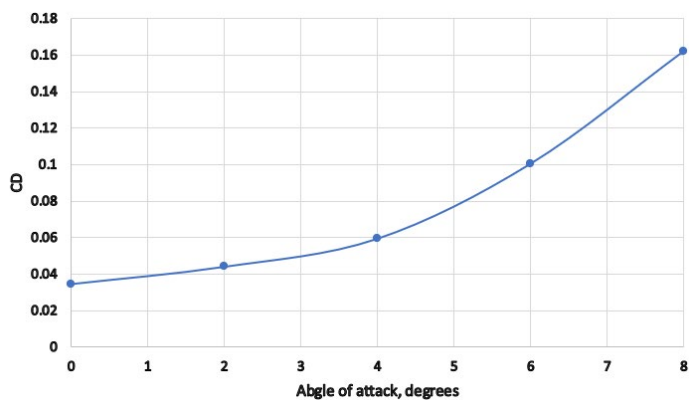
Bezpilota lidaparāta pārbaude *CFD* programmā *ANSYS Fluent*

1.att. ANSYS ICEM programmā sagatavotais skaitļošanas domēna tīkls un režģis.

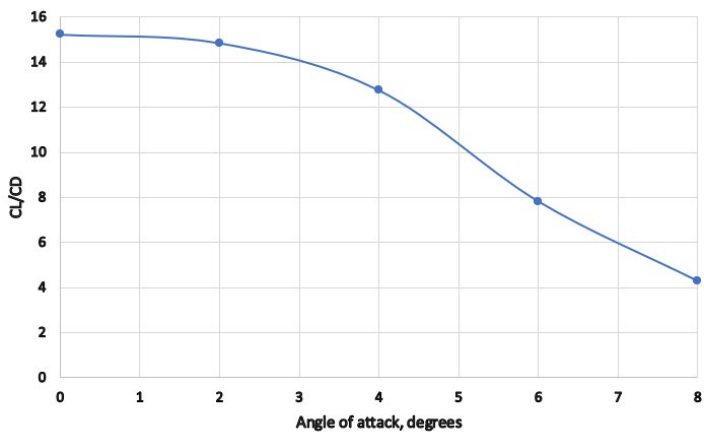


2.att. Skaitļošanai izmantotais BPLA modelis.

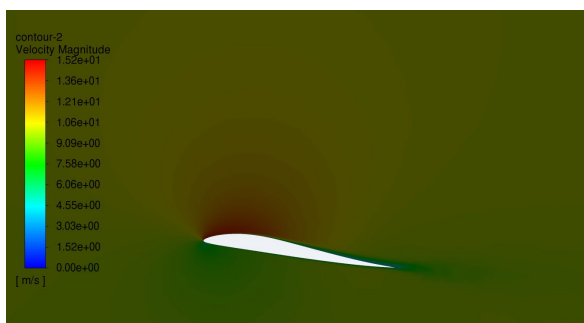
3.att. Cēlējspēka koeficienta C_L pret uzplūdes leņķi α variācijas grafiks.



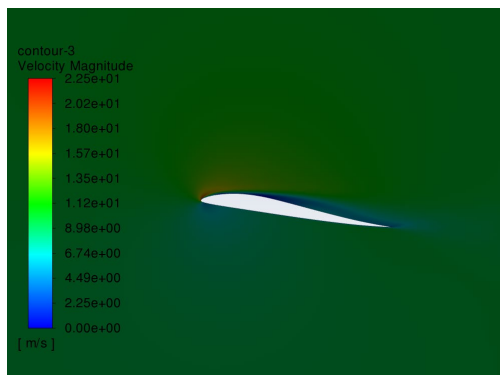
4.att. Pretestības spēka koeficienta C_D pret uzplūdes leņķi α variācijas grafiks.



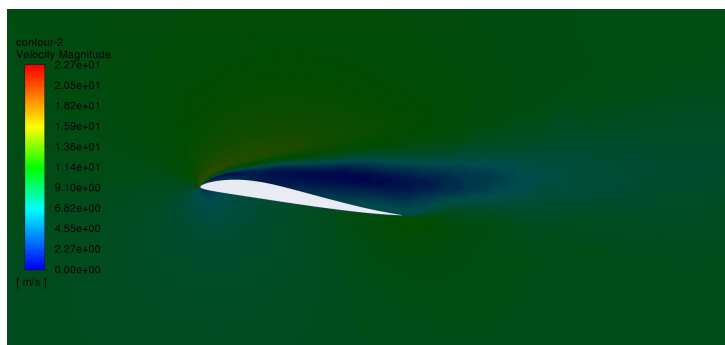
5.att. C_L/C_D attiecības pret uzplūdes leņķi α variācijas grafiks.



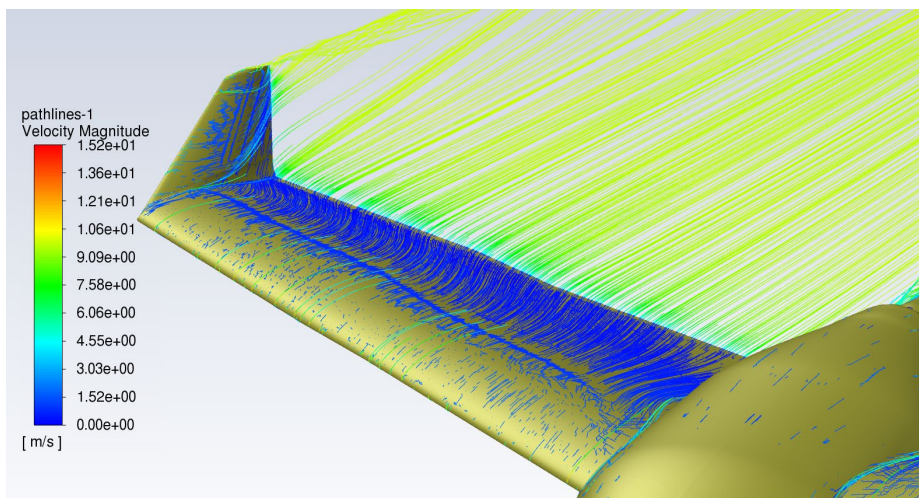
6.att. Ātruma kontūra pie 0° uzplūdes leņķa.



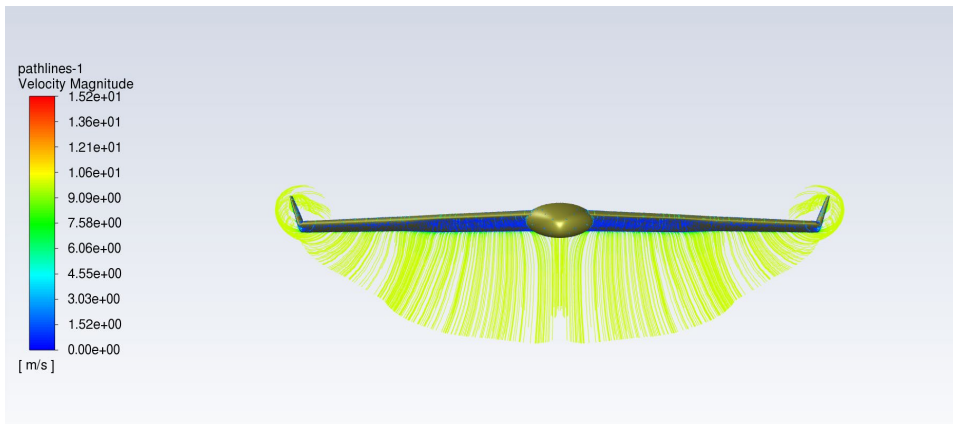
7.att. Ātruma kontūra pie 6° uzplūdes leņķa.



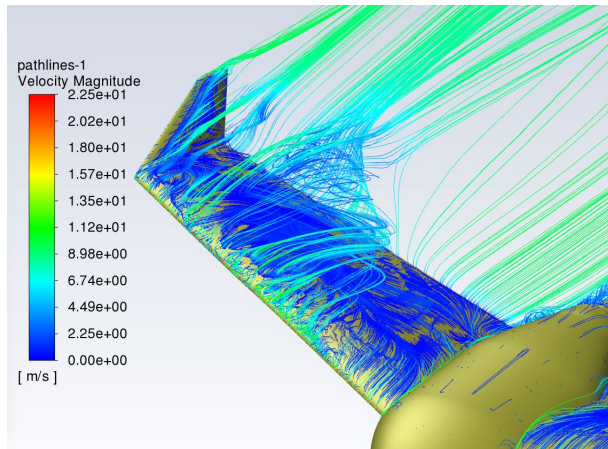
8.att. Ātruma kontūra pie 8° uzplūdes leņķa.



9.att. Plūsmas līniju attēlojums pie 0° uzplūdes leņķa.



10.att. Lejup-nošķiebtās plūsmas attēlojums pie 0° uzplūdes leņķa.



11.att. Plūsmas līniju attēlojums pie 6° uzplūdes leņķa.

Bezpilota lidaparātu sistēmas lidaparāta eksperimentālais modelis
Eksperimentālā modeļa attēls



Eksperimentālā modeļa lidošanas parametru aprēķina kods

```

% This file calculates Unmanned Aircraft System air vehicle best
performance
% quantities as it will influence operation time. Best performance
calculations
% provide values of maximum range flight, maximum endurance flight
velocities
% and corresponding required power values.
% The UAS air vehicle Specifications are declared as follows:
m = 1.8;           % The air vehicle mass, kg;
S = 0.2911;       % The wing reference area, m^2;
AR = 5.00;        % The wing aspect ratio;
Cd0 = 0.01387;    % Flaps up parasite drag coefficient;
e = 0.83039;      % Oswald efficiency factor;
g = 9.80655;      % Gravitational acceleration, m/s^2
W = m*g;          % The air vehicle weight, N;
% Conditions
% Set the current aircraft conditions. The bank angle (phi) is zero
% for this case.
h = 350;          % Altitude, m
phi = 0;          % Bank angle, deg
% Calculate atmospheric parameters based on altitude using atmoscoesa:
[T, a, P, rho] = atmosisa(350);
% T - Array of m temperatures, in kelvin;
% a - Array of m speeds of sound, in meters per second. The function
% calculates speed of sound using a perfect gas relationship;
% rho - Array of m densities, in kilograms per meter cubed. The function
% calculates density using a perfect gas relationship;
% P - Array of m pressures, in pascal.
% Best Glide Data
% Best glide velocity is calculated using the following equation. TAS
% (true airspeed) is the velocity of the aircraft relative to the
% surrounding air mass:
TAS_bg = sqrt((2*W) / (rho*S))...
    *(1./(4*Cd0.^2 + Cd0.*pi*e*AR*cos(phi)^2)).^(1/4); % TAS, m/s
% Convert KTAS to KCAS using correctairspeed. KCAS (calibrated airspeed)
% is the velocity corrected for instrument error and position error. This
% position error comes from inaccuracies in static pressure measurements
at
% different points in the flight envelope.
% Convert velocity from m/s to kts using convvel. KTAS is true airspeed in
% knots:
%%KTAS_bg = convvel(TAS_bg,'m/s','kts');
% Convert KTAS to KCAS using correctairspeed. KCAS (calibrated airspeed in
% knots) is the velocity corrected for instrument error and position error.
% This position error comes from inaccuracies in static pressure
% measurements at different points in the flight envelope:
CAS_bg = correctairspeed(TAS_bg,a,P,'TAS','CAS');
% Best glide angle - this is the angle between the flight path and the
% ground that provides the highest L/D ratio, is calculated using:
gamma_bg_rad = asin(-sqrt((4.*Cd0')./(pi*e*AR*cos(phi)^2 + 4.*Cd0')));
% Convert glide angle from radians to degrees using convang:
gamma_bg = convang(gamma_bg_rad,'rad','deg');
% Best glide drag is calculated using:
D_bg = -W*sin(gamma_bg_rad);
% Best glide lift is calculated using:
L_bg = W*cos(gamma_bg_rad);
% Calculate dynamic pressure using dpresure:

```

```

qbar = dpressure([TAS_bg' zeros(size(TAS_bg,2),2)], rho);
% Calculate drag and lift coefficients using:
Cd_bg = D_bg./(qbar*S);
Cl_bg = L_bg./(qbar*S);
% Verification
% These plots show drag and lift-drag ratio plots for the air vehicle as
a
% function of KCAS. The plots are used to verify the best glide
% calculations.
% Set range of airspeeds and convert to KCAS using convvel and
% correctairspeed:
TAS = (5:30)'; % true airspeed, m/s;
%%KTAS = convvel(TAS,'m/s','kts'); % true airspeed, kts
CAS = correctairspeed(TAS,a,P,'TAS','CAS'); % corrected airspeed, m/s
% Calculate dynamic pressure for new airspeeds using dpressure:
qbar = dpressure([TAS zeros(size(TAS,1),2)],rho);
% Calculate parasite drag using:
% Dp = qbar*S.*Cd0;
Dp = (1/2)*rho*S*Cd0.*(TAS.^2);
% Calculate induced drag using:
Di = (2*W^2)/(rho*S*pi*e*AR).*(TAS.^-2);
% Calculate total drag using:
D = Dp + Di;
% Approximate lift as weight (assuming small glide angle and small angle
of
% attack). At this speed, assuming and using from above, the angle of
% attack (alpha) is about 5 degrees.
alpha = Cl_bg/2*pi;
AoA = rad2deg(alpha);
Angle_AoA = ['AoA = ',num2str(alpha),' degrees'];
disp(Angle_AoA)
% Adding the flight path angle (i.e. best glide % angle) from above shows
% the fuselage pitch (attitude angle theta) to be about 1.5 degrees.
L = W;
%% Plot L/D versus CAS
% As expected, the maximum L/D occurs at approximately the best glide
% velocity calculated above.
h1 = figure;
plot(CAS,L./D);
L_Dmax = max(L./D);
title('L/D vs. CAS');
xlabel('CAS, m/s'); ylabel('L/D');
grid on
hold on
plot(CAS_bg,L_bg/D_bg,'Marker','o','MarkerFaceColor','black',...
'MarkerEdgeColor','black','Color','white');
plot([CAS_bg,CAS_bg],[0,L_bg/D_bg],'LineStyle','--',...
'MarkerFaceColor','k');
hold off
legend('L/D','L_{bg}/D_{bg}','Location','Best');
annotation('textarrow',[0.5161 0.5161],[0.23 0.12],'String','CAS_{bg}');
% Add lines for the maximum L/D that occurs at the best glide velocity
% x_bg = CAS_bg;
% y_bg = L_bg/D_bg;
line('XData',[CAS_bg CAS_bg 0],'YData',[0 L_bg/D_bg L_bg/D_bg], ...
'LineWidth',0.5,'LineStyle','--','Color',[0.2 0.4 1.0])
%% Plot parasite, induced, and total drag curves
% Notice the minimum total drag (i.e. D_bg) occurs at approximately the
% same best glide velocity calculated above.

```



```

h2 = figure;
plot(CAS,Dp,CAS,Di,CAS,D);
title('Parasite, induced, and total drag curves');
xlabel('CAS, m/s'); ylabel('Drag, N');
grid on
hold on
plot(CAS_bg,D_bg,'Marker','o','MarkerFaceColor','black',...
      'MarkerEdgeColor','black','Color','white');
plot([CAS_bg,CAS_bg],[0,D_bg],'LineStyle','--',...
      'MarkerFaceColor','k');
hold off
legend('Parasite, D_p','Induced, D_i','Total, D','D_{bg}','Location',...
       'Best');annotation('textarrow',[0.5161 0.5161],[0.26
0.12],'String',...
       'CAS {bg}');
% Add lines for the minimum drag the best glide velocity
x_bg = CAS_bg;
y_bg = D_bg;
line('XData', [CAS_bg CAS_bg 0], 'YData', [0 D_bg D_bg],'LineWidth', ...
      0.5,'LineStyle', '--', 'Color', [0.2 0.4 1.0])
%% Plot tangent to total drag curve, find maximum endurance speed
h3 = figure;
plot(CAS,D);
axis([0 35 0 6]);
title('Optimum cruise speed determination');
xlabel('CAS, m/s'); ylabel('Drag, N');
grid on
dD = diff(D)./diff(CAS);
k_1 = 16;
a_1 = 1:0.02:1.5;
tang_1=(CAS-CAS(k_1)).*dD(k_1)).*a_1'+D(k_1);
hold on
% The line plot through origine
x_1 = 0:1:34;
y_1 = 0.0648.*x_1;
if plot(x_1,y_1) >= tang_1
plot(CAS,tang_1,'LineStyle');
end
scatter(CAS(k_1),D(k_1))
[xint_1,yint_1] = polyxpoly(CAS,D,CAS(k_1),D(k_1));
x_oc = xint_1;
y_oc = yint_1;
line('XData', [CAS(k_1) CAS(k_1) 0], 'YData', [0 D(k_1) D(k_1)], ...
      'LineWidth', 0.5, 'LineStyle', '--', 'Color', [0.4 0.6 1.0])
hold off
legend('Drag, N','Tangent Line','Tangent Point, D',...
       'Tangent Point Values,CAS_{oc},D_{oc}','Location','Best');
annotation('textarrow',[0.566 0.566],[0.21 0.12],'String','CAS_{oc}');
annotation('textarrow',[0.26 0.16],[0.283 0.283],'String','D_{oc}');
%% Power required vs airspeed curve calculation
% Input parameters:
CAS = 2:1.24:34;           % Airspeed, m/s
K = 1/(pi*e*AR);          % Induced drag coefficient:
% Power required curve:
Preq = Cd0*0.5*rho*S.*CAS.^3 + ((K*W^2)./(0.5*rho*S.*CAS));
% Plot power required vs airspeed curve
h4 = figure;
plot(CAS,Preq);
axis([0 35 0 90]);

```

```

title('Power required vs airspeed curve');
xlabel('CAS, m/s'); ylabel('Preq, W');
grid on
dPreq = diff(Preq)./diff(CAS);
k_2 = 12;
a_2 = 2:2:53;
tang_2 = ((CAS-CAS(k_2)).*dPreq(k_2)).*a_2+Preq(k_2);
hold on
% Find maximum range speed
% The line plot through origine
x_2 = 0:1:34;
y_2 = 1.107.*x_2;
if plot(x_2,y_2) >= tang_2
plot(CAS,tang_2,'LineSpec');
end
scatter(CAS(k_2),Preq(k_2))
[xint_2,yint_2] = polyxpoly(CAS,Preq,CAS(k_2),Preq(k_2));
x_mr = xint_2;
y_mr = yint_2;
line('XData', [CAS(k_2) CAS(k_2) 0], 'YData', [0 Preq(k_2) Preq(k_2)], ...
'LineWidth', 0.5, 'LineStyle', '--', 'Color', [0.4 0.6 1.0])
annotation('textarrow', [0.586 0.586], [0.21 0.12], 'String', 'CAS_{oc}');
annotation('textarrow', [0.26 0.16], [0.356 0.356], 'String', 'P_{oc}');
% Optimum cruise speed power
scatter(CAS(k_1),Preq(k_1))
[xint_1,yint_1] = polyxpoly(CAS,Preq,CAS(k_1),Preq(k_1));
P_oc = Preq(x_oc==yint_1);
line('XData', [CAS(k_1) CAS(k_1) 0], 'YData', [0 Preq(k_1) Preq(k_1)], ...
'LineWidth', 0.5, 'LineStyle', '--', 'Color', [0.4 0.6 1.0])
% Maximum endurance speed
yMin = min(Preq);
xMin = CAS(Preq==yMin);
plot(xMin,yMin,'*g')
line('XData', [xMin xMin 0], 'YData', [0 yMin yMin], ...
'LineWidth', 0.5, 'LineStyle', '--', 'Color', [0.4 0.6 1.0])
hold off
legend('Power, W','Tangent Line','Tangent Point, D',...
'Tangent Point Values,CAS {mr},P {mr}','Location','Best');
annotation('textarrow', [0.4762 0.4762], [0.21 0.12], 'String', 'CAS_{mr}');
annotation('textarrow', [0.24 0.14], [0.266 0.266], 'String', 'P_{mr}');
annotation('textarrow', [0.3938 0.3938], [0.21 0.12], 'String', 'CAS_{me}');
annotation('textarrow', [0.24 0.14], [0.243 0.243], 'String', 'P_{me}');
%% Summary of Best Performance Values:
% L/Dmax = 20.5516 Maximum L/D ratio
Ratio_L_Dmax = ['L/Dmax = ',num2str(L_Dmax),' - coefficient'];
disp(Ratio_L_Dmax)
% KCAS_bg = 28.9204 Correct airspeed, m/s
Correct_airspeed = ['CAS_bg = ',num2str(CAS_bg),' m/s'];
disp(Correct_airspeed)
% gamma_bg = -4.4662 Best glide angle, deg
Best_glide_angle = ['gamma_bg = ',num2str(gamma_bg),' degrees'];
disp(Best_glide_angle)
% Cd_bg = 0.0460 Best glide drag coefficient
Best_glide_drag = ['Cd_bg = ',num2str(Cd_bg),' - coefficient'];
disp(Best_glide_drag)
% Cl_bg = 0.5889 Best glide lift coefficient
Best_glide_lift = ['Cl_bg = ',num2str(Cl_bg),' - coefficient'];
disp(Best_glide_lift)
% D bg = 6.1113 Best glide drag

```

```

Glide_drag = ['D_bg = ', num2str(D_bg), ' N'];
disp(Glide_drag)
% L_bg = 78.2417 Best glide lift
Glide_lift = ['L_bg = ', num2str(L_bg), ' N'];
disp(Glide_lift)
% Optimum cruise flight speed m/s
Optimum_cruise_speed = ['CAS_oc = ', num2str(x_oc), ' m/s'];
disp(Optimum_cruise_speed)
% Corresponding drag coefficient to optimum cruise flight speed
% Optimum cruise drag coefficient
Optimum_cruise_drag = ['D_oc = ', num2str(y_oc), ' N'];
disp(Optimum_cruise_drag)
% Maximum range flight speed m/s
Maximum_range_speed = ['CAS_mr = ', num2str(xint_2), ' m/s'];
disp(Maximum_range_speed)
% Corresponding power required for maximum range flight speed
Maximum_range_power = ['P_mr = ', num2str(yint_2), ' W'];
disp(Maximum_range_power)
% Maximum endurance flight speed m/s
Maximum_endurance_speed = ['CAS me = ', num2str(xMin), ' m/s'];
disp(Maximum_endurance_speed)
% Corresponding power required for maximum range flight speed
Maximum_endurance_power = ['P_me = ', num2str(yMin), ' W'];
disp(Maximum_endurance_power)
% Optimum cruise flight power, W
Optimum_cruise_power = ['P_oc = ', num2str(yint_1), ' W'];
disp(Optimum_cruise_power)

```



Nikolajs Glīzde dzimis 1966. gadā Rīgā. Rīgas Tehniskajā universitātē (RTU) ieguvis inženierzinātņu bakalaura grādu (1993), inženiera mehāniķa kvalifikāciju (1994) un maģistra grādu transportsistēmu inženierijā (2011). No 2002. līdz 2022. gadam dienējis Latvijas Republikas Nacionālajos bruņotajos spēkos. Kopš 2016. gada strādā arī RTU, ieņemot lektora un pētnieka amatu. Zinātniskās intereses saistītas ar aviācijas, tehnikas un transporta jomu.