

Nikolajs Glīzde

BEZPILOTA LIDAPARĀTU SISTĒMAS AR PALIELINĀTU LIDOJUMA ILGUMU IZSTRĀDE

Promocijas darba kopsavilkums



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 darba kopsavilkums

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

RTU Izdevniecība
Rīga 2023

Glīzde, N. Bezpilota lidaparātu sistēmas ar palielinātu lidojuma ilgumu izstrāde. Rīga: RTU Izdevniecība, 2023. 56 lpp.

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

Vāka attēla autors – Nikolajs Glīzde

<https://doi.org/10.7250/9789934370151>
ISBN 978-9934-37-015-1 (pdf)

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. Rafal 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 saraksts, 61 attēls, 47 tabulas, 22 pielikumi, kopā 156 lappuses, neskaitot pielikumus. Literatūras sarakstā ir 62 nosaukumi.

LIETOTIE SAĪSINĀJUMI

- AGL* – *Above Ground Level* – virs zemes līmeņa
- 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 celjspējas koeficients
- $C_{L-design}$ – *Wing Design Lift Coefficient* – spārna konstruēšanas celjspējas koeficients
- COTS* – *Commercial Off-The-Shelf* – komerciāli pieejamas preces, kuru izplatība tiek īpaši kontrolēta
- EO* – *Electro-Optical* – elektrooptiska 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* – celjspējas 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
- 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	4
SATURS.....	5
1. BEZPILOTA LIDAPARĀTA SISTĒMU KLASIFIKĀCIJA, HIERARHISKĀ SHĒMA UN IZSTRĀDES PRINCIPS.....	11
1.1. Bezpilota lidaparātu sistēmu klasifikācija	11
1.2. Bezpilota lidaparātu sistēmas hierarhiskā shēma	11
1.3. Bezpilota lidaparāta sistēmas izstrāde.....	12
1.4. Nodaļas kopsavilkums un secinājumi.....	16
2. KONCEPTUĀLĀ KONSTRUĒŠANAS FĀZE	17
2.1. Bezpilota lidaparāta sistēmas lidaparāta tipa izvēle	17
2.2. Nodaļas kopsavilkums un secinājumi.....	20
3. SĀKUMA KONSTRUĒŠANAS FĀZE	21
3.1. Lidaparāta maksimālais pacelšanās svars (<i>MTOW</i>)	21
3.2. BPLA sistēmas lidaparāta slodzes diagrammas konstruēšana	23
3.4. Nodaļas kopsavilkums un secinājumi.....	23
4. DETALIZĒTĀ KONSTRUĒŠANAS FĀZE	25
4.1. Spārna konstruēšana	25
4.2. Vingleta konstruktīvo parametru noteikšana	25
4.3. Spārna parametru optimizācijas aprēķins	26
4.4. Piezemēšanās sistēmas izvēle un aprēķins.....	27
4.5. Pacelšanās sistēmas izvēle un aprēķins	29
4.6. Dzinēja sistēmas izvēle un aprēķins	32
4.7. Akumulatoru baterijas izvēle	33
4.8. Avionikas komponentu izvēle.....	33
4.9. Lidaparāta korpusa konstruēšana	35
4.10. Zemes kontroles stacijas izvēle	35
4.11. Lietderīgās slodzes elementa konstruēšana un izvēle.....	35
4.12. Nodaļas kopsavilkums un secinājumi.....	37
5. BEZPILOTA LIDAPARĀTA SISTĒMAS IZSTRĀDES PĀRBAUDE	38
5.1. Bezpilota lidaparāta lidošanas parametru optimizācija	38
5.2. Bezpilota lidaparāta sistēmas lidaparāta optimizācija	41
5.3. Nodaļas kopsavilkums un secinājumi.....	41
6. BEZPILOTA LIDAPARĀTA EKSPERIMENTĀLAIS MODELIS	42
6.1. Bezpilota lidaparāta eksperimentālā modeļa lidošanas parametri.....	42
6.2. Bezpilota lidaparātu modeļu dimensionālā analīze	43
6.3. Eksperimentālā modeļa mērogā pārbaude un parametru noteikšana vēja tunelī	47

6.4. Nodaļas kopsavilkums un secinājumi.....	49
NOSLĒGUMS UN REKOMENDĀCIJAS TĀLĀKAI IZPĒTEI	50
SECINĀJUMI	52
LITERATŪRA	53

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 eksperimentāliem lidojumiem.
5. Izstrādātā lidaparāta modeļa datorsimulāciju snieguma novērtēšana.
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 gaisakuģi.
- Tālvadības gaisakuģu aviācijas elektronikas/avionikas sistēmas.
- Tālvadības gaisakuģu palaišanas un piezemēšanās sistēmas.
- Akumulatoru bateriju sistēmas.
- Elektromotoru sistēmas.
- Datorsimulācijas programmas.

DARBA ZINĀTNISKĀ NOVITĀTE

Promocijas darba gaitā 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 Reinoldsa 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 noteiktajām 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, kuras prasības tiek noteiktas 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.

AIZSTĀVAMĀS TĒZES

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

DARBA PRAKTISKĀ NOZĪME

Promocijas darbā izstrādāta pilnīgi 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, kuras prasības tiek noteiktas 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, HIERARHISKĀ SHĒMA UN IZSTRĀDES PRINCIPS

1.1. Bezpilota lidaparātu sistēmu klasifikācija

Bezpilota lidaparātus klasificē vairākos veidos pēc to tipa un lidošanas augstuma un attāluma [6; 8; 9]. Atsevišķi var apskatīt militāro klasifikācijas sistēmu, kura parādīta 1.1.tabulā [8; 9].

1.1.tabula

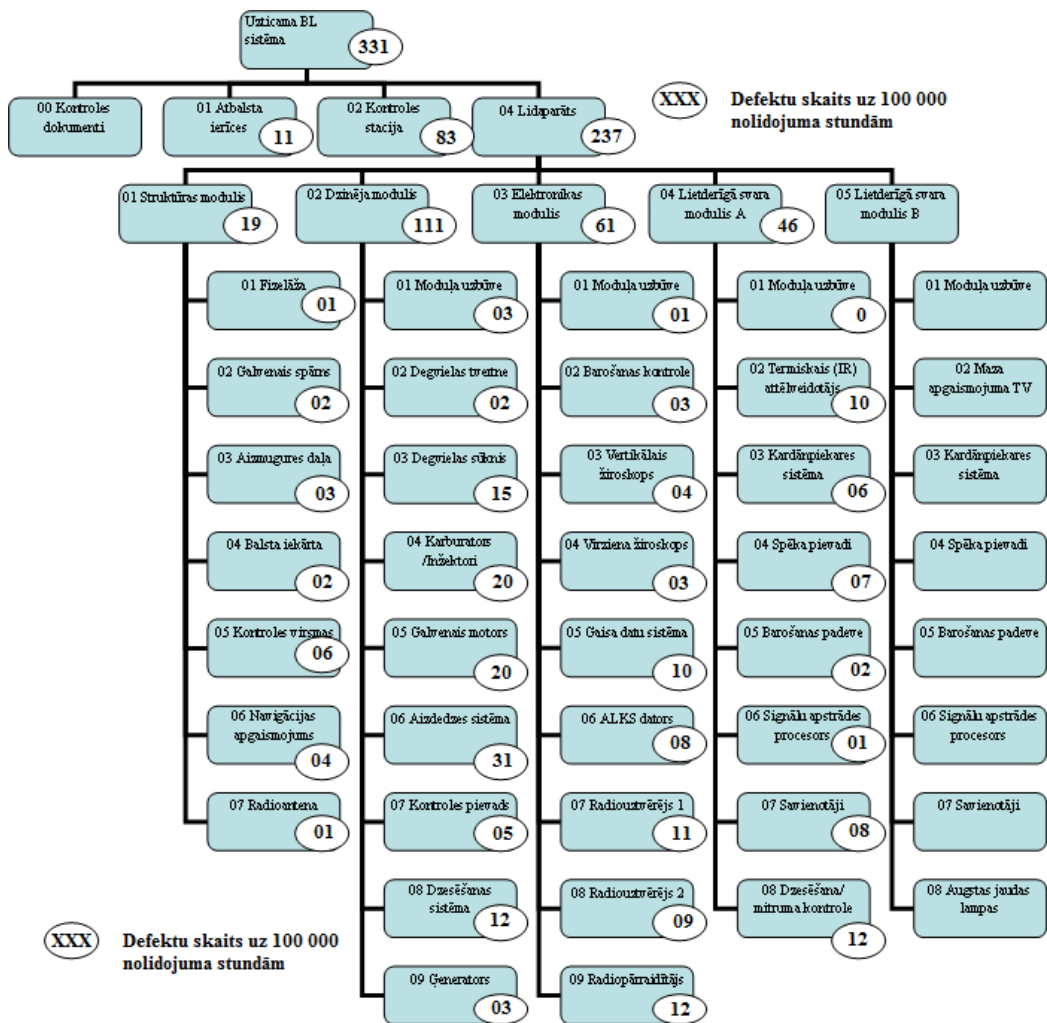
BPLS klasifikācijas tabula [3]

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

Tāpat atsevišķi var apskatīt *JARUS* darba grupas bezpilota lidaparātu klasifikāciju [11–13]. *JARUS* ietilpst 65 organizācijas, 63 valstis, kā arī *EASA* un *EUROCONTROL*.

1.2. Bezpilota lidaparātu sistēmas hierarhiskā shēma

Bezpilota lidaparātu sistēmas hierarhiskā shēma ir parādīta 1.1. attēlā [8; 9].



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

1.3. Bezpilota lidaparāta sistēmas izstrāde

Lielākā daļa uz lidaparāta bāzes balstītu sistēmu izstrāde notiek trīs fāzēs.

- Konceptuālā fāze.
- Primārā izstrādes fāze.
- Detalizētā izstrādes fāze.

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

1.2. tabulā apkopotas izstrādājamās BPLA sistēmas prasības. Turpmākie aprēķini ir veikti [14–17], pamatojoties uz projektējamās BPLS datiem, kas redzami 1.2. tabulā.

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 loksņēm).
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	-	Virš 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	vienā elementā	Elements lietojams gan dienas laikā gan naktī, ar svaru no 200 g 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

Turpmāk aprakstīts BPLA sistēmas konstruēšanas process atbilstoši lietotai sistēmu inženierijas pieejai (*Systems Engineering Approach*), un dota izstrādājamās sistēmas shēma.

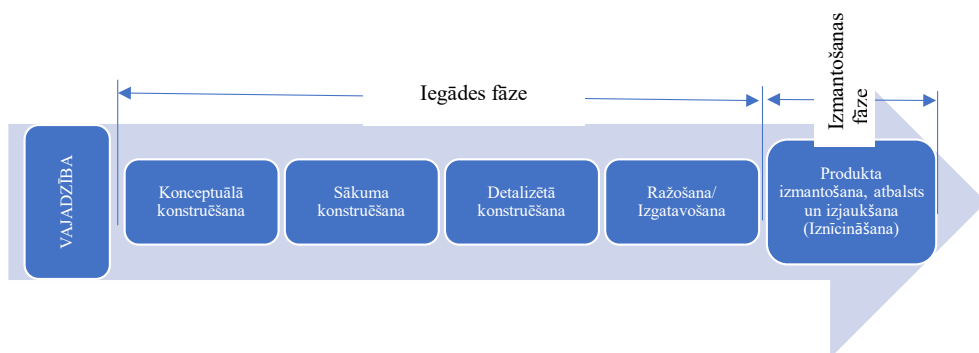
Atbilstoši aprēķinam BPLS vajadzētu nodrošināt komunikāciju līdz ~ 70 km attālumam tiešās redzamības līnijā (*LOS*). Sakaru kvalitāte mainās atkarībā no izmantotā frekvenču diapazona. Ir sistēmas, kurās vienu frekvenču diapazonu izmanto gan lidaparāta datu pārraidei, gan lietderīgās slodzes datu pārraidei. Saistībā ar lielo datu apjomu lietderīgās slodzes datu pārraidei jāizmanto augstāks frekvenču diapazons. Sakaru nodrošinājuma pārbaude tika veikta *Radio Mobile* programmā. Izvēlētie potenciālo sakaru diapazoni un iegūtie dati apkopoti 1.3. tabulā [8; 18; 19].

1.3. tabula

Radiosakaru pārbaudes rezultāts programmā *Radio Mobile*

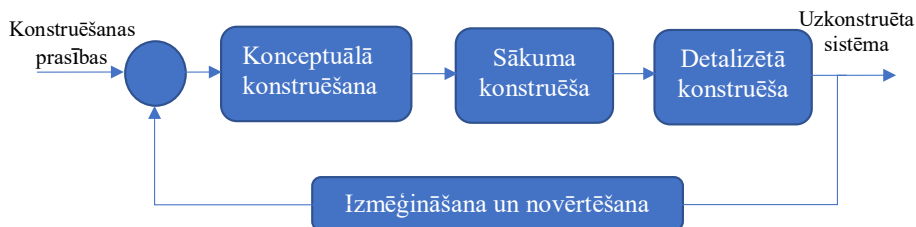
Nr. p. k.	Frekvenču diapazons, MHz	Jauda, W	Sakaru tālums, km	Sakaru kvalitāte, %
1.	869,4–869,65	2	63	40
		4	90	85
		6	90	95
2.	2400–2 483,5	2	105	–
		4	104	30
		6	105	60
		8	106	80
		10	106	90

Kopsavilkums sistēmas izstrādei konceptuālā, sākuma un detalizētā konstruēšanas daļa, ražošana un/vai būvēšanai tiek saukta par **iegūšanas stadiju**, kopsavilkums produkta izmantošanā, atbalstā, pārejas un atbrīvošanās daļās – par **izmantošanas stadiju** (1.2. att.). Ir nepieciešams, lai lidaparātu konstruktori detalizēti analizētu izmantošanas rezultātus jau agrā konstruēšanas un izstrādes stadijā, veicot arī produkta dzīves cikla inženiertehnisko pētniecību jau agrā konstruēšanas procesa stadijā.



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

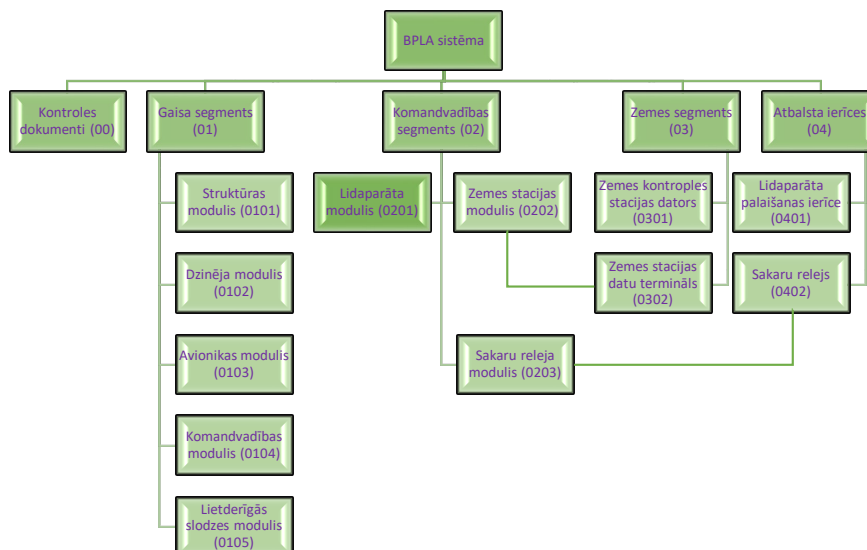
1.3. attēlā redzama galveno konstruēšanas pasākumu saistība sistēmu inženierijas pieejā. Konstruēšanas process sākas ar konceptuālās konstruēšanas fāzi, pamatojoties uz konstrukcijas prasībām. Sākuma konstruēšanas fāze sākas uzreiz pēc konceptuālās konstruēšanas fāzes, un tajā tiek izmantoti rezultāti, kas iegūti konceptuālās konstruēšanas fāzē.



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

Konceptuālās konstruēšanas sākumā tiek noteikti izstrādājamās sistēmas tehniskie mēri (*TPM – Technical Performance Measures*), kas apraksta sistēmas izpildes prasības. Tehniskajos mēros iekļauti tādi kvalitatīvie un kvantitatīvie faktori kā klienta sūdzības, cilvēciskais faktors, svars, ģeometrija, tilpums, ātrums, procesa ilgums, operacionālās izmaksas, uzturēšanas izmaksas, identificējamība, ražošanas iespējas, iegūstamība.

Ņemot vērā konstruēšanas prasības (1.2. tab.), tiek sastādīts sistēmas sadalījums apakšsistēmās, kā redzams 1.4. attēlā.



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

Atbilstoši BPLAS hierarhiskajam modelim tiek veikta sistēmas elementu konstruēšana vai tie tiek izvēlēti no ražošanā esošajiem, lietojot multidisciplināro optimizācijas metodi [13–20].

1.4. Nodaļas kopsavilkums un secinājumi

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

Nodaļā detalizētāk apskatīta BPLAS hierarhiskā shēma, tās dzīves cikla uzturēšanas process un sistēma uzturēšanas procesa nodrošināšanai. Nodaļā izskatīti arī jautājumi par BPLA sistēmas lidaparāta slēpjamības nodrošināšanu, kas ļāva vairāk iepazīt elektromagnētiskā spektra raksturlielumus un metodes, ar kādām var panākt katra elektromagnētiskā spektra samazinājumu, lai novērstu tā identificējamību, piemēram, slēpjamības vajadzībām, ja BPLAS tiek lietota speciālām vajadzībām militārā vai iekšlietu jomā, vai arī dabas novērošanas jomā, lai neradītu traucējumus dzīvībai dabai.

Izklāstīts BPLAS konstruēšanas process un tā soļi. Izskatīts, kādā veidā pareizi organizēt konstruēšanas procesu, lai varētu izsekot tā progresam, izvairīties no kļūdām, kas varētu radīt problēmas tālākās konstruēšanas procesa fāzēs. Apskatīts, kā pareizi izveidot konstruējamās sistēmas struktūras shēmu, darbu plūsmas grafiku, kā arī finanšu plūsmas grafiku, kas nepieciešams, reāli konstruējot sistēmu.

2. KONCEPTUĀLĀ KONSTRUĒŠANAS FĀZE

2.1. Bezpilota lidaparāta sistēmas lidaparāta tipa izvēle

Lietojot sistēmas inženierijas pieejas metodi, pakāpeniski tiek izvēlēts optimālais BPLA tips, lai tiktu sasniegti konstruēšanas mērķi atbilstoši noteiktajām prasībām [14; 15; 26–29]. BPLA tips tiek izvēlēts 5 soļos.

1. solī tiek noteikts iespējamo BPLA konfigurāciju saraksts, kur: A ir pamata konfigurācija [14; 15]; B, C, D, E, F, G un H – papildus aprakstītās konfigurācijas.

2. solī tiek noteikti tehniskā snieguma mēri (*TPM – the Technical Performance Measures*), kuros tiek iekļautas sistēmas konstrukcijas prasības. *TPM* parametros tiek iekļauti gan kvalitatīvie, gan kvantitatīvie dati, cilvēciskie faktori, svars, ģeometriskā forma, tilpums, ātrums, procesa ilgums, operacionālās izmaksas, uzturēšanas izmaksas, identificējamība, ražošanas iespējas, iegūstamība [14; 28; 31].

3. solī tiek noteikts vērtēšanas kritēriju kvantitatīvs lielums un tā prioritāte. Galvenā uzmanība jāpievērš lidaparāta snieguma, stabilitātes un kontrolējamības prasībām [14; 32]. Konstruēšanas procesā jānosaka lidaparāta veids un tā pilna tehniskā specifikācija. 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 noteiktajām konstruēšanas prasībām [14; 15; 17].

4. solī ar izmantoto metodoloģiju ir iespējams izvērtēt sistēmu raksturlielumus, salīdzinot vairākas konstrukcijas kvantitatīvā veidā. Lai būtu drošs, ka izvēlēta konfigurācija pēc veiktajiem aprēķiniem ir konfigurācija, kas 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 raksturlielumiem tādā veidā, ka to summa veido 100 % [14; 15; 17; 31; 32]. Tiek noteikti 10 mērķa parametri. Katra mērķa parametra indekss ir vienāds ar konfigurācijas parametru ieguldījumu summu. No 10 konstruēšanas mērķa parametriem trīs ir jāminimizē, un tās ir izmaksas, svars un konstruēšanas laiks.

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

Minimizējamās konstruēšanas mērķa parametru prioritātes:

$$P_{\min} = P_C + P_W + P_T. \quad (2.1.)$$

Maksimizējamās konstruēšanas mērķa parametru prioritātes:

$$P_{\max} = P_P + P_F + P_B + P_M + P_R + P_D + P_S. \quad (2.2.)$$

Konstruēšanas prioritāšu vērtību summa, kas jāminimizē, veido 20 %, kas jāmaksimizē – 80 %.

Apskatot 2.1. un 2.2. vienādojumu, 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 turpmākam konstruēšanas

procesam, kā optimālā tiks izvēlēta tā konfigurācija, kuras konstruēšanas indekss DI_{max} ir lielākais [14; 31; 32].

5. solī tiek parādīti iepriekš veiktā aprēķina rezultāti, pēc kuriem tiek izvēlēta optimālā BPLA konfigurācija. Ņemot vērā iepriekš minētos lidaparātu konfigurāciju veidus, konfigurācijas alternatīvas un konstruēšanas mērķa parametrus, izveidota izvērtēšanas tabula [14; 31–36].

2.1. tabulā apkopotas konstruēšanas indeksa DI_{max} summārās vērtības [26; 27].

2.1. 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 spārniem	4	-	-	-	-	-	-	-
	- korpusa priekšpusē	-	-3	-	-	-	-	-	-
	- korpusa aiz mugurē	-	-	-	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 aste 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 aste veids:	-	-	-	-	-	-	-	-
	- nekustīga	-	-	-	8	-	-	-	-
	- ar rūderi/rūdevatoru	3	4	3	-	3	3	-	-
7.	Nosēšanās mehānisms:	-	-	-	-	-	-	-	-
	- maināmi paliktņi	-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

Aprēķina rezultāti – 2.2. tabulā.

Mērķa parametru rezultātu tabula

Nr. p.k.	Tehniskā snieguma mēri	Svērtā vērtība, % (P_x)	A	B	C	D	E	F	G	H
1.	Izmaksas (CI)	9	-2,79	-1,71	-1,08	4,14	2,43	1,62	0,09	-0,54
2.	Konstruēšanas laiks (TI)	4	0,36	0,24	0,52	0,68	0,52	0,36	0,6	0,24
3.	Lidaparāta svars (WI)	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 (PI)	15	0,3	1,35	0,3	5,7	6	5,1	0,75	2,4
5.	Lidošanas kvalitāte (FI)	20	4,2	4,2	3,8	-2,4	0	0	3	3
6.	Izskats (BI)	1	-0,11	-0,11	-0,11	0,1	0,06	0,07	0,05	0,07
7.	Uzturamība (MI)	14	-0,32	-0,38	-0,41	0,49	0,18	0,17	-0,07	-0,06
8.	Izgatavojamība (RI)	10	0	-0,3	-0,3	1,2	0,4	0,4	0	-0,3
9.	Izjaucamība (DI)	2	0,1	0,12	-0,14	0,24	0,26	0,26	0,04	0,06
10.	Slēpjamība (SI)	18	-2,16	-1,98	-1,98	1,62	-0,54	-0,36	-0,9	-0,9
DI_{max} :		80	2,0	2,9	1,2	6,9	6,4	5,6	2,9	4,3

Kā iepriekš minēts, konstruēšanas prioritāte P_{max} ir lielāka nekā P_{min} , tāpēc optimālā konfigurācija ir tā, kas ieguvusi lielāko konstruēšanas indeksa DI_{max} vērtību. No iegūtiem rezultātiem redzams, ka lidaparāta konfigurācijai optimālākā konfigurācija ir D [26–28].

2.2. Nodaļas kopsavilkums un secinājumi

Šajā nodaļā veikts BPLA konceptuālās sistēmas pirmās fāzes, tas ir, konceptuālās fāzes aprēķins, kurā pēc multidisciplinārās metodes tika izvēlēts optimālākais lidaparāta modelis, ar ko var sasniegt noteiktās konstruēšanas prasības. Aprēķina procesā bija iespējams pārlicināties, ka tā ir veiksmīgi lietojama, lai skaitliski izmērāmā veidā noteiktu lidaparāta modeļa īpašības, kas atbilst konstruēšanas prasībām.

3. SĀKUMA KONSTRUĒŠANAS FĀZE

Atbilstoši 3.1. 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.

3.1. 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, korpasa, 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.

3.1. Lidaparāta maksimālais pacelšanās svars (*MTOW*)

Tiek noteikts maksimālais sākotnējais BPLA svars.

Maksimālais BPLA sistēmas lidaparāta pacelšanās svars:

$$W_{MTOW} = (M_{PL} + M_A + M_{AK} + M_E) \times g = 86,328 \text{ N} \quad (3.1.)$$

Tiek veikts precizēts BPLA svara aprēķins pēc potenciāli lietojamiem elementiem, kā arī pēc sākotnēji noteiktā pacelšanās svara, izmantojot grafisko metodi (*Matching Plot Method*), tiek noteikts BPLA spārna atskaites laukums un motora jauda.

Pēc sākuma izvērtējuma BPLA sistēmas maksimālā pacelšanās svars ir:

$$W_{\text{MTOW}} = (M_{\text{PL}} + M_{\text{A}} + M_{\text{AK}} + M_{\text{E}}) \times g = 78,61 \text{ N.} \quad (3.2.)$$

Pēc iegūtā pacelšanās svara, izmantojot grafisko metodi, tiek noteikts spārna atskaites laukums un nepieciešamā elektromotora jauda.

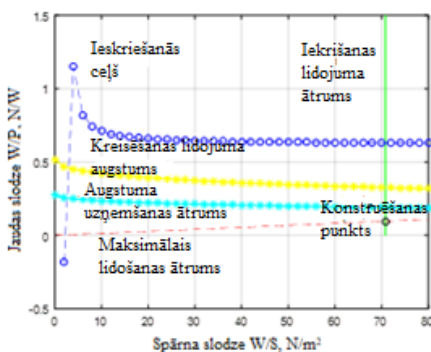
Ievērojot aprēķina algoritmu, pēc kārtas tiek noteikti šādi parametri: spārna slodzes parametrs $(W/S)_V$; jaudas slodze pie maksimālā ātruma $(W/P_{\text{SL}})_{V_{\text{max}}}$; jaudas slodzes parametrs $(W/P)_{S_{\text{TO}}}$; augstuma uzņemšanas ātruma parametrs $(W/P)_{\text{ROC}}$; maksimālā lidošanas augstuma parametrs $(W/P_{\text{SL}})_C$; absolūtā augstuma parametrs $(W/P_{\text{SL}})_{\text{AC}}$. Pēc parametru noteikšanas tiek sastādīts rezultējošais grafiks.

Rezultējošais grafiks

1. 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.

Ņemot vērā iepriekš noteiktos parametrus, tiek konstruēts atbilstības grafiks *MATLAB* vidē. Atbilstības grafika *MATLAB* kods ir parādīts 2. pielikumā.

Konstruēšanas atbilstības grafiks:



3.1. att. Atbilstības grafiks ar konstruēšanas punktu.

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

Visiem parametriem atbilst tikai apgabals, kas ir zem zemākā grafika, tāpēc konstruktīvais punkts jāmeklē zem vai pie V_{max} grafika līnijas, tas ir, punkts, kas veidojas maksimālā ātruma (V_{max}) un iekrišanas ātruma (V_s) grafika līniju krustpunktā.

2. solis. No konstruktīvā punkta iegūst divus lielumus – attiecīgo spārnu slodzi $(W/S)_d$ un jaudas slodzi $(W/P)_d$.

$$(W/P)_d = 0,0963; \quad (3.3.)$$

$$(W/S)_d = 70,805. \quad (3.4.)$$

3. solis. Aprēķina spārnu laukumu un motora jaudu no šiem diviem iegūtajiem lielumiem (lidaparāta maksimālais pacelšanās svars W_{TO} jau tika noteikts iepriekš). Sekojoši aprēķina konstruēšanas spārnu laukumu un motora jaudu:

$$S = W_{TO}/(W/S)_d = 78,61/70,805 = 1,1102 \text{ m}^2. \quad (3.5.)$$

$$P = W_{TO}/(W/P)_d = 78,61/0,0963 = 816,303 \text{ W} \sim 0,82 \text{ kW}. \quad (3.6.)$$

4. **solis.** Kā minēts, veicot maksimālā ātruma aprēķinu, iegūstot motora jaudas lielumu no atbilstības grafika konstruēšanas rezultātiem, tiek pārrēķināts nulles celšanas-pretestības koeficients pēc 3.7. vienādojuma:

$$C_{D_0} = \frac{2 \times \frac{P_{SL_{max}} \times \eta_P}{V_{max}} - \frac{4 \times K \times W^2}{\rho \times \sigma \times V_{max}^2 \times S}}{\rho_{SL} \times V_{max}^2 \times S} = 0,024507. \quad (3.7.)$$

Iegūtais nulles celšanas-pretestības koeficients $C_{D_0} = 0,024507$, kas praktiski atbilst sākotnēji aprēķinātajam.

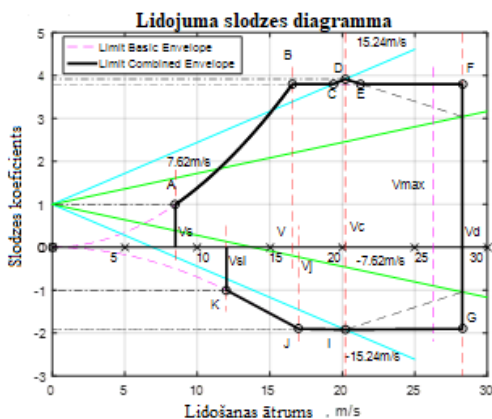
Pēc optimizācijas aprēķina arī nepieciešamā elektromotora jauda ir mazāka ($\sim 817 \text{ W}$) nekā sākotnēji aprēķinātos pieņemtā (900 W) [14–17; 31].

3.2. BPLA sistēmas lidaparāta slodzes diagrammas konstruēšana

Tiek veikts aprēķins BPLA slodzes diagrammas konstruēšanai.

Lidojuma slodzes diagramma konstruēta *MATLAB* programmā, tās kods 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].



3.2. att. BPLA Kopējā slodzes diagramma.

3.3. Nodaļas kopsavilkums un secinājumi

Šajā nodaļā tika izskatīti pamata elementi, kas tiek uzstādīti 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, tajā skaitā aviācijas elektronikas, elementus, 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 lietot konstruēšanas aprēķinos un nepieciešamības gadījumā arī parametru pārrēķinam. Tika izveidota BPLA sistēmas lidaparāta slodzes diagramma. Slodzes diagrammas aprēķinam arī tika izstrādāta programma uz *MATLAB* programmas bāzes, kas nepieciešamības gadījumā ļauj viegli veikt pārrēķinus.

4. DETALIZĒTĀ KONSTRUĒŠANAS FĀZE

Atbilstoši 3.1. 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.

4.1. Spārna konstruēšana

Šajā apakšnodaļā sākotnēji tika izvēlētas spārna konstruēšanai nepieciešamās šķērsriezuma sekcijas, ievērojot sistēmas inženierijas pieeju, 10 soļos, aprēķinot pamata parametrus, kas nepieciešami, lai nodrošinātu noteiktās BPLA prasības.

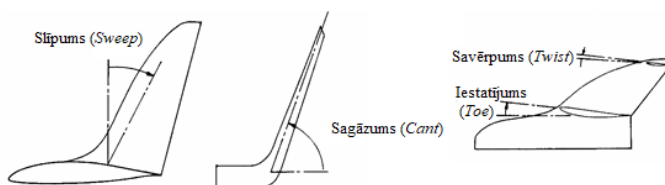
Izvērtējot visus parametrus (iekrišanas leņķi – α_s , attiecību – $(C_l/C_d)_{\max}$ u. c.), kas ietekmē noteikto konstruktīvo mērķu sasniegšanu, tiek pieņemts lēmums spārnu veidot no diviem profiliem: *Eppler e186* un *Wartman fx66h80* [14–17; 31; 37].

Sekojoši tiek aprēķināti spārna konstruktīvie parametri pie pieņemtā 50 % hordas līnijas bultveida leņķa 30° . Noteiktie parametri ir spārna vēziens $b = 2,9802$ m, vidējās spārna hordas garums $\bar{C} = 0,372525$ m, spārna pamata hordas garums $C_r = 0,4562$ m, spārna galotnes hordas garums $C_t = 0,2737$ m, efektīvais spārna vēziens $b_{\text{eff}} = 2,5809$ m, efektīvais spārna relatīvais pagarinājums $AR_{\text{eff}} = 5,99 \sim 6$, spārna priekšējās malas bultveida leņķis $\Lambda_{LE} = 32,95^\circ$, spārna ceturtdaļhordas bultveida leņķis $\Lambda_{C/4} = 31,50^\circ$, spārna aizmugurējās malas bultveida leņķis $\Lambda_{TE} = 21,83^\circ$ un aerodinamiskā centra atrašanās vietas koordināte uz x ass $X_N = 0,4766$ m [14–17; 31].

4.2. Vingleta konstruktīvo parametru noteikšana

Tiks noteikti šādi vingleta parametri:

- bultveida leņķis;
- sagāzuma leņķis;
- savērpuma leņķis;
- iestatījuma leņķis.



4.1. att. Vingleta galvenie konstruktīvie parametri [31].

Rezultātā vislabākie rādītāji ir ar šādiem parametriem:

- bultveida leņķis – 70° ;
- sagāzuma leņķis – 75° ;
- savērpuma leņķis – 0° ;
- iestatījuma leņķis – $-0,2^\circ$;
- augstums – 140 mm.

Spārna modelis *CFD OpenVSP* programmā ar iepriekš minētajiem parametriem redzams 4. pielikuma 6. attēlā.

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 redzams 5. pielikuma 1. attēlā.

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 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.

Pēc cēlējspēka koeficienta C_L pret uzplūdes leņķi α grafika (5. pielikuma 2. att.) 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 $4,6^\circ$, kopējais uzplūdes leņķis iekrišanas stāvoklim, veido $12,6^\circ$, kas ir lielāks nekā sākotnēji noteiktais spārna šķērsriezuma sekcijas izvēles procesā.

4.3. Spārna parametru optimizācijas aprēķins

Šajā apakšnodalā tiek veikts spārna parametru optimizācijas aprēķins, kura rezultātā veiktas izmaiņas spārna konstrukcijā.

Šajā gadījumā algoritms saglabājās tas pats, tāpēc tas netiks atkārtots, iegūtie rezultāti apkopoti 4.1. tabulā. Aprēķins veikts *MATLAB* programmā, tā kods – 14. 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 ceturtdaļhordas 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 <i>CFD</i> spārnam bez vingletiem				
13.	Celtspējas un pretestības attiecība	L/D	21,78	–
14.	Uzplūdes leņķis pie maksimālās L/D att.	α	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 <i>CFD</i> spārnam ar vingletiem				
17.	Celtspējas – pretestības attiecība	L/D	22,62	–
18.	Uzplūdes leņķis pie maksimālās L/D att.	α	1,1–3,2	–
19.	Viļņa pretestība (<i>Wave Drag</i>)	C_{D0_w}	0,0267	–
20.	Parazītpretestība (<i>Parasitic Drag</i>)	C_{D0}	0,00647	–

4.4. Piezemēšanās sistēmas izvēle un aprēķins

Esošo piezemēšanās sistēmu pārskats

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

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

Iepriekš minētās BPLAS lidaparātu piezemēšanās sistēmas kategorijai, kur lidaparāts tiek palaists ar roku, vairāk tiek izmantoti pirmie divi veidi. Šīm sistēmām nepieciešams gan papildu

ekipējums, gan arī lidaparātam jānodrošina pietiekami izturīga konstrukcija, kas palielina paša lidaparāta un sistēmas kopumā svaru.

Nosēdināšanas procedūra

Viens no lidaparāta novērtēšanas parametriem ir tā nosēdināšanas ceļa garums. Vēlamais lidaparāta nosēdināšanas sniegums ir pēc iespējas īsāks nosēdināšanas ceļš. Nosēdināšanas ceļš tiek mērīts no iedomāta šķēršļa 15 m augstumā līdz brīdim, kad lidaparāts ir pilnīgi apstājies. Lidaparāta ātrums V_L , iesākot 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*); dinamiskās iekrišanas (*dynamic stall*); (3) apstāšanās (*brake*) [31].

Pēc veiktajiem aprēķiniem kopējais nepieciešamā brīvā laukuma garums ir 113,7 m, pieņemot, ka nosēdināšanas iniciācija tiek iesākta 18 m augstumā. Distance ir aprēķināta kopā ar L_{Recovery} vērtību un parāda attālumu, kādu BPLA slīd pa zemes virsmu pēc kontakta līdz pilnīgam miera stāvoklim [48–50].

Lai mazinātu nosēdināšanas 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 $\Delta h_{\text{Recovery}}$), 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, kurā BPLA var ievadīt dinamiskās iekrišanas stāvoklī 1,5 m augstumā [20].

Alternatīvs nosēdināšanas veids

BPLA lietojums kļūst arvien plašāks, bet tā ir dārga tehnoloģija, tāpēc tās galvenais izplatības virziens ir militārajā un iekšlietu struktūru jomā. Šajās jomās BPLA lietojums var būt arī īpaši apgrūtinošos 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 noteiktajai 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 šādos veidos:

- lineārā lidojumā ar lēzenu lidojuma leņķi $\gamma = 3^\circ$;
- orbitālu/riņķveida lidojuma trajektoriju ar rādiusu, kas vienāds aptuveni ar pusi no 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 m līdz 37 m, kas neatbilst noteiktai 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 jutīgs un precīzs sensors, kura darbība jāsašķir ar elevonu nostrādes laiku, kam nepieciešama papildu izpēte.

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

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

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 kādā no iepriekš 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 [8–11].

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

4.5. Pacelšanās sistēmas izvēle un aprēķins

Lai atvieglotu BPLA sistēmas kopējo svaru, konstrukcijā tiek piedāvāts izmantot BPLA palaišanu bez katapultas, no rokas. Palaižot BPLA sistēmas lidaparātu manuāli, operatoram pašam jāizstrādā pietiekams paātrinājums, lai radītu nepieciešamo celjspēju, kas var būt problemātiski, ņemot vērā konstrukcijas svaru.

Saistībā 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 šādi:

$$F_g = \begin{pmatrix} -m \times g \times \sin \theta \\ m \times g \times \cos \theta \times \sin \phi \\ m \times g \times \cos \theta \times \cos \phi \end{pmatrix}. \quad (4.1.)$$

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

$$V_g^i = V_g \times \begin{pmatrix} \cos \psi \times \cos \gamma \\ \sin \psi \times \cos \gamma \\ -\sin \gamma \end{pmatrix}. \quad (4.2)$$

Ņemot vērā to, ka tiek noteikts minimālais ātrums, kāds operatoram jānodrošina lidaparātam orbitālā kustībā, lai $F_{net} \geq F_g$, un, ņemot vērā Ņūtona otro likumu, minimālo orbitālā lidojuma ātrumu – var noteikt pēc 4.3. vienādojuma:

$$V_g^i = \sqrt{\frac{F_{g-net} \times R}{m}} \times \begin{pmatrix} \cos \psi \times \cos \gamma \\ \sin \psi \times \cos \gamma \\ -\sin \gamma \end{pmatrix}. \quad (4.3.)$$

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, tā kods redzams 5. pielikumā.

Lidaparāta orbitālu lidojuma trajektoriju izsaka ar 4.4. vienādojumu [37]:

$$P_{orbit}(c, \rho, \lambda) = \{r \in R^3 : r = c + \lambda \times \rho \times (\cos \varphi, \sin \varphi, 0)^T, \varphi \in [0, 2 \times \pi]\}. \quad (4.4.)$$

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), $\lambda = -1$ (orbītas virziens pret pulksteņrādītāja 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. Lai uzturētu augstumu, tiek pieņemts, ka $h_c = -c_d$. BPLAS lidaparātam lidojot ar nemainīgu augstumu, tā koordinātas polārajā koordinātu sistēmā var iegūt no diferenciālvienādojumiem, kas apraksta lidaparāta kustību ziemeļu un austrumu virzienā, tas ir:

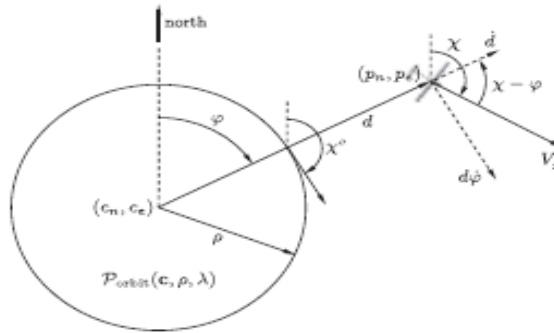
$$\begin{pmatrix} \dot{p}_n \\ \dot{p}_e \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} V_g \times \cos \chi \\ V_g \times \sin \chi \end{pmatrix}, \quad (4.5.)$$

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

$$\begin{pmatrix} \dot{d} \\ d\dot{\varphi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} V_g \times \cos(\chi - \varphi) \\ V_g \times \sin(\chi - \varphi) \end{pmatrix}. \quad (4.6.)$$

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

Kā redzams 4.2. attēlā, ar d tiek apzīmēta radiālā distance no vēlamās orbītas centra atrašanās vietas līdz lidaparātam, φ ir relatīvās atrašanās vietas fāzes leņķis.



4.2. att. Orbitālā lidojuma parametri [41].

Tad BPLAS lidaparāta dinamiku polārā koordinātu sistēmā var raksturot ar 4.7. un 4.8. vienādojumu:

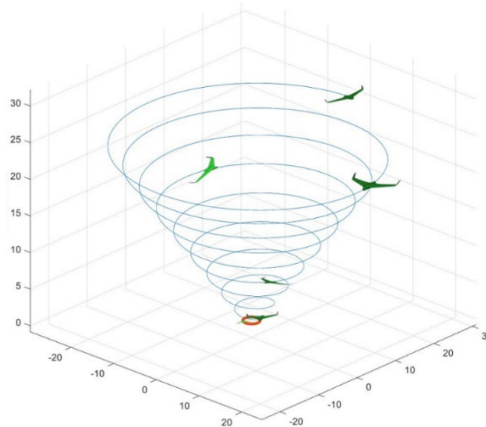
$$\dot{d} = V_g \times \cos(\chi - \varphi), \quad (4.7.)$$

$$\dot{\varphi} = \frac{V_g}{d} \times \sin(\chi - \varphi). \quad (4.8.)$$

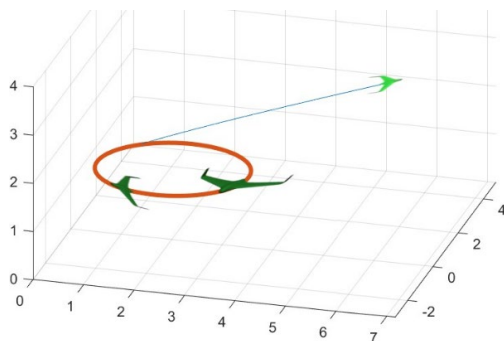
Iepriekš minēto orbitālo trajektoriju pielīdzinot situācijai, kas tiek risināta esošajā promocijas darbā, tas ir, pacelšanās gadījumam, 4.6. vienādojumu var formulēt šādā veidā:

$$\begin{pmatrix} \dot{d} \\ d\dot{\varphi} \\ \dot{h} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} V_g \times \cos(\chi - \varphi) \\ V_g \times \sin(\chi - \varphi) \\ V_g \times -\sin(\chi - \gamma) \end{pmatrix}. \quad (4.9.)$$

Trajektoriju grafisks attēlojums redzams 4.3. un 4.4. attēlā [19; 40; 41].



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



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

Aprēķins tika veikts *MATLAB* programmā, tā kods redzams 5. pielikumā. Orbitālās ieskriešanās pacelšanās sistēmas lietojums – 7. pielikumā.

4.6. Dzinēja sistēmas izvēle un aprēķins

Propellera aprēķins un izvēle

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

$$T = \frac{P \times \eta_P}{V_C} = \frac{612,22725 \times 0,8}{26} = 18,8378 \text{ N}, \quad (4.10.)$$

kur P – motora jauda.

Propellers izstrādās celtspēju lidošanas virzienā:

$$L_P = \frac{1}{2} \times \rho \times V_{av}^2 \times S_P \times C_{LP}, \quad (4.11.)$$

kur ρ – gaisa blīvums kreisēšanas lidojuma augstumā;

S_P – propellera planēšanas laukums;

C_{LP} – propellera celtspējas koeficients;

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

Jāatzīmē arī tas, ka propellera izstrādātā celtspēja (L_P) ir vienāda ar motora vilkmi (T), tādējādi var rakstīt šādi:

$$L_P = T \Rightarrow \frac{1}{2} \times \rho \times V_{av}^2 \times S_P \times C_{LP} = \frac{P \times \eta_P}{V_C} = 18,8378 \text{ N}. \quad (4.12.)$$

Propelleru tipiskās relatīvā pagarinājuma AR_P vērtības ir no 7 līdz 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 20,20 - 26 m/s robežās. Vēl jāņem vērā, ka kreisēšanas lidojums aprēķinos tiek pieņemts ar 75–80 % motora jaudu, tad:

$$D_{P1} = K_{np} \times \sqrt{\frac{2 \times P \times \eta_P \times AR_P}{\rho \times V_{av}^2 \times C_{LP} \times V_C}} = 0,3153 \text{ m} \quad (4.13.)$$

un

$$D_{P2} = K_{np} \times \sqrt{\frac{2 \times P \times \eta_P \times AR_P}{\rho \times V_{av}^2 \times C_{LP} \times V_C}} = 0,2779 \text{ m}, \quad (4.14.)$$

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

Tātad nepieciešamais propellera diametrs ir $\sim 280\text{-}320$ mm robežās, vai, ņemot vērā to, ka komerciāli piedāvāto propelleru izmērs parast tiek atzīmēts collās, $\sim 11''\text{-}13''$ robežās, pieņemot vidējo vērtību $D_P = 12''$, kas turpmākā konstruēšanas procesā nepieciešamības gadījumā tiks koriģēta.

Attiecīgi propellera rotācijas ātrums ir:

$$V_{tip_{cruise}} = \sqrt{V_{tip_{static}}^2 + V_C^2} = \sqrt{168^2 + 20,20^2} = 169,21 \frac{\text{m}}{\text{s}} \quad (4.15.)$$

vai

$$V_{tip_{cruise}} = \sqrt{V_{tip_{static}}^2 + V_C^2} = \sqrt{168^2 + 26^2} = 170,00 \frac{\text{m}}{\text{s}}.$$

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

$$V_{tip_{cruise}} = \sqrt{V_{tip_{static}}^2 + V_C^2} = \sqrt{246^2 + 33,8^2} = 248,31 \frac{\text{m}}{\text{s}} \quad (4.16.)$$

un

$$V_{tip_{static}} = \frac{D_P}{2} \times \omega \Rightarrow \omega = \frac{2 \times V_{tip_{static}}}{D_P} = \frac{2 \times 250}{0,3} = 1\,666,66 \frac{\text{rad}}{\text{s}}, \quad (4.17.)$$

tad

$$n = \frac{60 \times \omega}{2 \times \pi} = \frac{60 \times 1666,66}{2 \times 3,14} = 15\,923,50 \text{ rpm} \sim 15\,924 \text{ rpm}. \quad (4.18.)$$

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

Elektromotora aprēķins un izvēle

Pēc multidisciplinārās optimizācijas tika izvēlēts ražotāja *Hacker Motor GmbH* elektromotors **B50-10S**. Turpmākajos aprēķinos tiks ņemti vērā iepriekš minētā motora parametri. Elektromotora izvēles optimizācijas tabula un izvēlētā elektromotora dati – 6. pielikumā [26–29; 52].

4.7. Akumulatoru baterijas izvēle

Pēc multidisciplinārās optimizācijas no akumulatoru-bateriju modeļiem tika izvēlēta ražotāja *Miuta Electric Company* akumulatoru-baterija **NCR20700B**. 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].

4.8. Avionikas komponentu izvēle

Autopilota izvēle

Pēc multidisciplinārās optimizācijas no autopilotu modeļiem tika atlasīti pieci modeļi, kas ieguva visaugstāko punktu vērtējumu un kam bija citi vēlami tehniskie parametri (A, E, F, G,

K). Tiks izvēlēti arī alternatīvie modeļi gadījumam, ja sākotnēji netiks sasniegti konstruēšanas mērķi. Autopilota izvēles optimizācijas tabula un izvēlētie autopilotu dati – 8. pielikumā [26–29; 53; 54].

GPS/INS/AHRS izvēle

Pēc multidisciplinārās optimizācijas no pieejamiem *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 izvēlētajiem autopilotiem un ieguva samērā augstu vērtējumu. Tālākā darba gaitā tie tiks integrēti kopējā sistēmā ar autopilotu. Visaugstāko vērtējumu *GPS* pozīcijā ieguva ražotāja *Trimble* modelis *BD940*, 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 tabula un dati – 8. pielikumā [26–29; 53; 54].

Datu termināla izvēle

Pēc multidisciplinārās optimizācijas no 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 tabula un dati – 8. pielikumā [26–29; 53; 54].

Atbildētāja izvēle

Pēc multidisciplinārās optimizācijas no pieejamiem atbildētāju modeļiem tika atlasīts ražotāja *Aerobits* modelis *TIM-MC1*, kas ieguva augstāko vērtējumu un tiks integrēts kopējā sistēmā ar autopilotu. Atbildētāja izvēles optimizācijas tabula un dati – 9. pielikumā [26–29; 53; 54].

Avionikas komponentu moduļa konstruēšana

Pēc iepriekš veiktajiem aprēķiniem un multidisciplinārās optimizācijas izvēles avionikas modulis sastāvēs no komponentiem, kas apkopoti 4.2. tabulā.

4.2. tabula

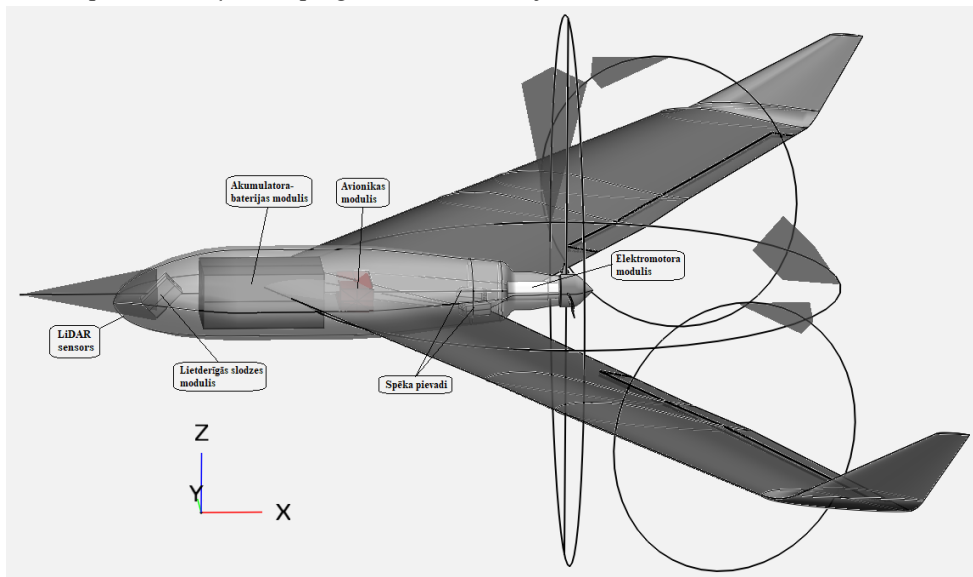
BPLAS avionikas moduļa komponentu saraksts

Nr. p. k.	Komponenta modelis	Ražotājs	Funkcija	Piezīmes
1.	<i>EasyPilot 3.0</i>	<i>SkyView</i>	Autopilots	Ar integrētu datu termināli, <i>GPS</i> , <i>INS (IMU, AHRS)</i> .
2.	<i>Piccolo Nano</i>	<i>CloudCap Technology</i>	<i>GPS</i>	–
3.	<i>AV16</i>	<i>Trimble</i>	<i>GPS</i> antena	Nav paša moduļa sastāvā, bet jābūt montējamai pie tā no ārpuses.
4.	<i>TIM-MC1</i>	<i>Aerobits</i>	Atbildētājs	–

4.9. Lidaparāta korpusa konstruēšana

Pamatojoties uz izstrādāto moduļu izmēriem, tiek konstruēts lidaparāta korpus *CAD* vidē. Pilna korpusa *CAD* modeļa snieguma parametri tiks pārbaudīti *CFD* programmā.

Lidaparāta modeļa *CFD* programmas *CAD* rasējums redzams 4.5. attēlā.



4.5. att. BPLAS lidaparāta projekcija *CFD* programmā.

4.10. Zemes kontroles stacijas izvēle

Parametru salīdzināšanai tika veikta multidisciplinārā optimizācija pieejamiem ZKS modeļiem. ZKS optimizācijas tabula un dati – 10. pielikumā [26–29].

4.11. Lietderīgās slodzes elementa konstruēšana un izvēle

Šajā apakšnodaļā veikts aprēķins lietderīgās slodzes elementa sensoru lielumam, izmantojot vispārējo attēla kvalitātes vienādojumu (*GIQE* – *The General Image Quality Equation*), un veikta to sākotnējā izvēle [55–57].

GIQE ir piedzīvojis vairākus grozījumus. Pašreiz ir spēkā šāda 4. versija:

$$NIIRS = 10,251 - a \times \lg GSD_{GM} + b \times \lg RER_{GM} - 0,656 \times H_{GM} - 0,334 \times \left(\frac{G}{SNR}\right), \quad (4.19.)$$

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 MTF – modulation transfer function compensation*);

G – traucējumu ienākšana no *MTFC*;

SNR – signāla un traucējumu attiecība (*Signal-To-Noise ratio*).

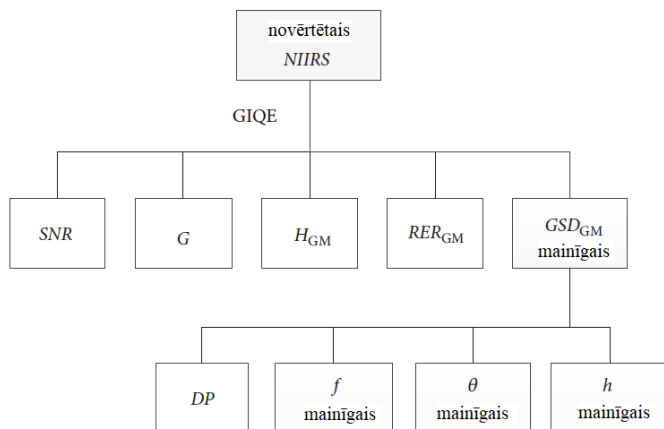
Lielumi GSD_{GM} un RER_{GM} ietilpst līdz pat 92 % *NIIRS* vērtībā. Pārējie – tikai pārējos 8 %.

Parametru a un b lielumi ir šādi:

$$a = \begin{cases} 3,32, & \text{if } RER_{GM} \geq 0,9 \\ 3,16, & \text{if } RER_{GM} < 0,9; \end{cases}$$

$$b = \begin{cases} 1,559, & \text{if } RER_{GM} \geq 0,9 \\ 2,817, & \text{if } RER_{GM} < 0,9. \end{cases}$$

Kopsavilkumā, kad *NIIRS* līmenis ir zināms, pirms uzdevuma izpildes sensora plānošanas modelis pamatojās uz *NIIRS* un *GIQE*, kā parādīts 4.6.attēlā.



4.6. att. Sensora plānošanas modelis pamatojoties uz *NIIRS* un *GIQE* [50].

NIIRS aprēķins tika veikts *MATLAB* programmā, tā kods – 12. 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 [55–57].

Sensora pikseļa distance

Tiek aprēķināta pikseļu distance vēlamam sniegunam, pieņemot, ka:

- fokālais garums $f = 30 - 60 \text{ mm} = 0,03 - 0,06 \text{ m}$;
- pikseļu projekcija $x = y = 15 \text{ mm} = 0,015 \text{ m}$;
- sensora attālums līdz attēla vertikālai plaknei $r = h \times \sin\alpha = 350/\cos 30^\circ \sim 405 \text{ m}$;
- tiek pieņemts vienāds pikseļu skaits pa horizontāli un vertikāli.

$$DP = \frac{x \times f}{r} = \frac{0,015 \times 0,06}{405} = 2,2210^{-6} \text{ m} = 2,22 \mu\text{m} \quad (4.20.)$$

un

$$DP = \frac{x \times f}{r} = \frac{0,015 \times 0,03}{405} = 1,11 \times 10^{-6} \text{ m} = 1,11 \text{ } \mu\text{m}. \quad (4.21.)$$

Sekojoši tiek noteikts projicētais laukums:

$$S_{11} = \frac{DP \times DP' \times r^2}{f^2} = \frac{2,22 \times 10^{-6} \times 2,22 \times 10^{-6} \times 405^2}{0,06^2} = 0,0002246 \text{ m}^2 = 224,6 \text{ mm}^2, \quad (4.22.)$$

$$S_{12} = \frac{DP \times DP' \times r^2}{f^2} = \frac{1,11 \times 10^{-6} \times 1,11 \times 10^{-6} \times 405^2}{0,06^2} = 0,00005614 \text{ m}^2 = 56,14 \text{ mm}^2, \quad (4.23.)$$

$$S_{21} = \frac{DP \times DP' \times r^2}{f^2} = \frac{2,22 \times 10^{-6} \times 2,22 \times 10^{-6} \times 405^2}{0,03^2} = 0,0008982 \text{ m}^2 = 898,2 \text{ mm}^2 \quad (4.24.)$$

un

$$S_{22} = \frac{DP \times DP' \times r^2}{f^2} = \frac{1,11 \times 10^{-6} \times 1,11 \times 10^{-6} \times 405^2}{0,03^2} = 0,0002246 \text{ m}^2 = 224,6 \text{ mm}^2. \quad (4.25.)$$

No aprēķina rezultātiem var redzēt, ka visvēlamākais rezultāts ir ar pikseļu distanci $DP = 1,11 \text{ } \mu\text{m}$ un fokusa attālumu $f = 0,06 \text{ m}$. Sensors ar pikseļu distanci $DP = 1,11 \text{ } \mu\text{m}$ varēs nodrošināt vēlamu rezultātu arī mazākā fokusa distances gadījumā ($f = 0,03 \text{ m}$), ja ņem vērā, ka projicējamā attēla pikseļa distancei jābūt $\sim 1,5 \text{ cm}$, kas veido projicēto laukumu $S = 225 \text{ mm}^2$ ($S_{22} = 224,6 \text{ mm}^2$).

Vēlamie parametri ir kompānijas *Framos* sensora modulim *FSM-AR1335 – EO* sensoram un kompānijas *ON Semiconductor* sensora modulim *AR1337 – IR* sensoram. Minēto sensoru tehniskie dati – 14. pielikumā [58].

4.12. Nodaļas kopsavilkums un secinājumi

Šajā nodaļā 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 apmierinātu noteiktās 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, lietojot sistēmu speciālām militārām vai iekšlietu vajadzībām. Ierobežota brīvā laukuma vieta, ja sistēmu izmanto dabas novērošanas vajadzībām, var būt arī pārskatāma teritorija mežainā apvidū.

5. BEZPILOTA LIDAPARĀTA SISTĒMAS IZSTRĀDES PĀRBAUDE

Zinot bezpilota lidaparāta sistēmas lidaparāta precīzus parametrus, var veikt tā lidošanas parametru optimizāciju, lai iegūtu vēlamu lidojuma ilgumu atbilstoši noteiktajām 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.

5.1. Bezpilota lidaparāta lidošanas parametru optimizācija

Šajā apakšnodaļā tiek noteikti BPLA optimālie lidojuma parametri.

Planēšanas lidojuma sniegums

5.1. tabulā apkopoti BPLAS lidaparāta parametri, kas tiks izmantoti aprēķiniem.

5.1. tabula

Lidaparāta parametri

Lidaparāta svars	$m = 7,8792 \text{ kg}$
Spārna 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	$g = 9,80665 \text{ m/s}^2$
Spārna priekšējās malas slīpuma leņķis	$\Lambda_{LE} = 32,95^\circ$
Spārna garuma platuma attiecība	$AR = 5$

Vadoties pēc iegūtajiem parametriem, tika veikta parametru pārbaude *CFD OpenVSP* programmā. Vispirms tika pārbaudīts planēšanas lidojuma sniegums. Attiecīgi pēc aprēķiniem programmā tika iegūti šādi parametri: kreisēšanas lidojuma/maksimālais celtspējas koeficients $C_L = 0,51$ un attiecība $L/D = 27,50$, kas redzams 20. pielikuma 1. un 2. attēla grafikos. Apskatot grafiku L/D pret α (20. pielikuma 1. att.), var nolasīt, ka attiecības maksimums ir uzplūdes leņķa $\alpha = 3,2^\circ$, kas ir planēšanas uzplūdes leņķis un attiecīgi veido $7,8^\circ$ un $6,3^\circ$ spārna iekšējai un ārējai sekcijai. 20. pielikuma 3. un 4. attēlā redzama virpuļošanās un spiediena parametri planēšanas ātrumam $14,12 \text{ m/s}$. 20. pielikuma 5.–8. attēlā – 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 ($-0,00447$), savukārt celtspējas koeficients ir pieaudzis par $7,8 \%$.

Tālākā darba gaitā tika veikta BPLA parametru noteikšana ar skaitļošanas šķidrums dinamikas (*Computational Fluid Dynamics*) programmu *ANSYS Fluent*. Vispirms programmā *ANSYS ICEM* tika sagatavots domēna režģis un tīkls, kurā smalkāks un blīvāks tīkls tika

sagatavots BPLA tuvumā, lai labāk uztvertu plūsmu robežslānī. Sagatavotais domēna režģis un tīkls redzams 21. pielikuma 1. attēlā.

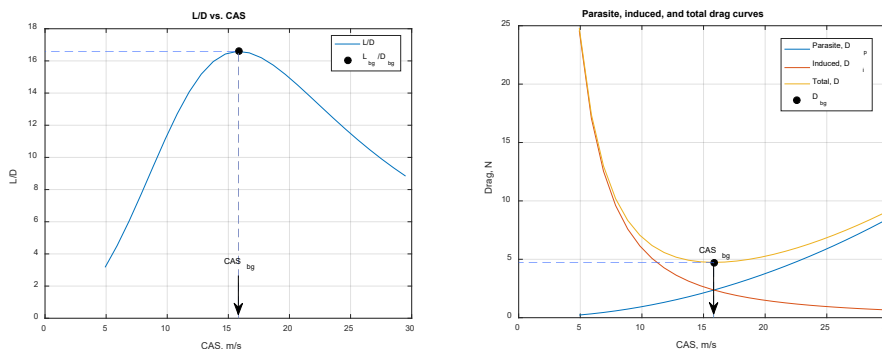
Pēc iegūtajiem skaitļošanas rezultātiem tika uzkonstruēti C_L , C_D un C_L/C_D attiecības variācijas pret uzplūdes leņķa α izmaiņas grafiki. 21. pielikuma 3. attēlā publicēts C_L pret α variācijas grafiks, kur redzams cēlējspēka koeficienta C_L pakāpenisks pieaugums uzplūdes leņķa diapazonā no 0° līdz 5° (līdz aptuveni 6°), tālāk, uzplūdes leņķim palielinoties, cēlējspēka koeficients C_L strauji samazinās.

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 $\sim 10^\circ$ (6.2. tab.). Ņemot vērā veikto pārbaudi *CFD* ar BPLA uzplūdes leņķi 6° un spārna iestatījuma leņķi, *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 attiecīgi ir $V_{bg} = 14,9$ m/s un $(L/D)_{max} = 15,97$. *CFD* pārbaudē iegūtā maksimālā L/D attiecības vērtība ir $\sim 15,2$.

Tika veikts BPLA sistēmas lidaparāta lidojuma parametru aprēķins *MATLAB* programmā. Aprēķina kods – 18. pielikumā. Aprēķina rezultātā tika iegūti šādi parametri [59]:

$AoA = 0,72312^\circ$	$C_{lbg} = 0,46035$	$CAS_{mr} = 15,64$ m/s
$(L/D)_{max} = 16,59$	$D_{bg} = 4,7265$ N	$P_{mr} = 74,188$ W
$CAS_{bg} = 15,83$ m/s	$L_{bg} = 78,4376$ N	$CAS_{me} = 11,92$ m/s
$\gamma_{bg} = -3,45^\circ$	$CAS_{oc} = 21,84$ m/s	$P_{me} = 67,0123$ W
$Cd_{bg} = 0,02774$	$D_{oc} = 5,4152$ N	$P_{oc} = 123,1382$ W

Galējie snieguma parametri redzami 5.1. attēla grafikos.



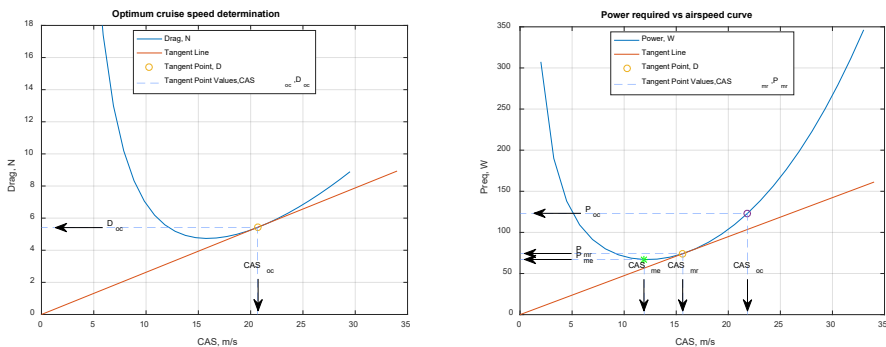
5.1. att. L/D attiecības atkarībā no CAS grafiks, pretestības spēka līknes un tam atbilstošais planēšanas lidojuma ātrums ($CAS_{bg} = 15,8295$ m/s).

Atbilstoši aprēķinam optimālā kreisēšanas lidojuma ātrumā jaudas patēriņš ir $P_{oc} = 123,14$ W, kas nozīmē, ka maksimālais lidojuma ilgums atbilstoši izvēlētajam akumulatoru baterijas tipam ir:

$$T = \frac{C}{P_{oc}} = \frac{849}{123,14} = 6,89 \text{ h.} \quad (5.1.)$$

Ņemot vērā pārējo patērētāju vidējo patēriņu 23 W, kas kopā veido 146,14 W, tad:

$$T = \frac{C}{P} = \frac{849}{146,14} = 5,81 \text{ h.} \quad (5.2.)$$



5.2. att. Optimālā kreisēšanas lidojuma ātruma un maksimālā ilguma lidojuma ātruma noteikšanas grafiki ($CAS_{oc} = 21,84 \text{ m/s}$, $CAS_{mr} = 15,64 \text{ m/s}$, $CAS_{me} = 11,92 \text{ m/s}$).

Konstruēšanas mērķu rezultāti

Ņemot vērā iegūtos rezultātus, izveidota konstruēšanas mērķu rezultātu tabula (5.2. tab.).

5.2. 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 manuāli	√	Konstruēts atbilstoši noteiktajām prasībām

5.2. Bezpilota lidaparāta sistēmas lidaparāta optimizācija

Lidaparāta konceptuālajā konstruēšanas fāzē ir seši svarīgākie optimizācijas parametri:

- 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*);
- bultveida leņķis (*Sweep*);
- spārna šķērsriezuma platuma un garuma attiecība (*Airfoil t/c*).

Šie seši parametri nosaka tādus lidaparāta snieguma lielumus kā motora jaudu un spārna laukumu un parametrus, kas nosaka spārna pamata ģeometrisko formu. Šie parametri lidaparāta konceptuālās konstruēšanas fāzē ir arī optimizācijas procesa pamatā [27–29].

5.3. Nodaļas kopsavilkums un secinājumi

Šajā nodaļā veiktie aprēķini ļāva pārliecināties par konceptuālajā konstruēšanas procesā iegūto rezultātu atbilstību noteiktajām prasībām. Iegūtie rezultāti apliecināja, ka konstruēšana iet pareizajā virzienā un rezultāti apmierina noteiktās prasības.

6. BEZPILOTA LIDAPARĀTA EKSPERIMENTĀLAIS MODELIS

Eksperimentālam izmēģinājumam tika izmantots komerciāli pieejams lidojošā spārna modelis, kas redzams 18. pielikumā. Eksperimentālā un konceptuālā bezpilota lidojošā spārna modeļu parametru salīdzinājums redzams 6.1. tabulā.

6.1. tabula

Konceptuālā un eksperimentālā BPLA modeļu 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	Λ_{LE}	30,88	25,29	grādi	–
13.	Spārna ceturtdaļhordas slīpuma leņķis	$\Lambda_{C/4}$	28,77	22,96	grādi	–
14.	Spārna aizmugurējās malas slīpuma leņķis	Λ_{TE}	14,31	7,39	grādi	–
15.	Aerodinamiskās hordas attālums uz y ass	Y	0,540	0,276	m	–
16.	Neitrālā punkta attālums uz x ass no galotnes	X_n	0,441	0,191	m	–

Eksperimentālā lidaparāta lidošanas parametru aprēķinam tiks izmantoti tie paši vienādojumi, kas tika izmantoti 5. nodaļā.

6.1. Bezpilota lidaparāta eksperimentālā modeļa lidošanas parametri

Šajā apakšnodaļā salīdzināti BPLA eksperimentālā un konceptuālā modeļa parametri.

No praktiskiem lidojumiem maksimālais lidošanas ātrums atkarībā no izvēlētās konfigurācijas var sasniegt 50–70 km/h vai 13,89–19,4 m/s. Ņemot vērā iegūtos rezultātus, izveidota lidošanas parametru salīdzināšanas tabula konceptuālajam un eksperimentālajam modelim (6.2. tab.).

Rezultātu salīdzinājuma tabula

Nr. p. k.	Konceptuālā modeļa parametri	Ekspierimentālā modeļa parametri	Piezīmes
1.	$AoA = 0,72312^\circ$	$AoA = 0,6961^\circ$	–
2.	$(L/D)_{\max} = 16,5937$	$(L/D)_{\max} = 15,9696$	–
3.	$CAS_{bg} = 15,8295 \text{ m/s}$	$CAS_{bg} = 14,9322 \text{ m/s}$	Praktiskais kreisēšanas lidojuma ātrums ir 13,89-19,4 m/s atkarībā konfigurācijas
4.	$CAS_{oc} = 21,84 \text{ m/s}$	$CAS_{oc} = 19,6658 \text{ m/s}$	
5.	$CAS_{mr} = 15,64 \text{ m/s}$	$CAS_{mr} = 15,64 \text{ m/s}$	
6.	$CAS_{me} = 11,92 \text{ m/s}$	$CAS_{me} = 11,92 \text{ m/s}$	–
7.	$\gamma_{bg} = -3,4484^\circ$	$\gamma_{bg} = -3,5819^\circ$	–
8.	$Cd_{bg} = 0,02774$	$Cd_{bg} = 0,02774$	–
9.	$Cl_{bg} = 0,46035$	$Cl_{bg} = 0,44315$	–
10.	$D_{bg} = 4,7265 \text{ N}$	$D_{bg} = 1,1028 \text{ N}$	–
11.	$L_{bg} = 78,4376 \text{ N}$	$L_{bg} = 17,6173 \text{ N}$	–
12.	$D_{oc} = 5,4152 \text{ N}$	$D_{oc} = 1,2755 \text{ N}$	–
13.	$P_{mr} = 74,188 \text{ W}$	$P_{mr} = 17,3094 \text{ W}$	–
14.	$P_{me} = 67,0123 \text{ W}$	$P_{me} = 14,7591 \text{ W}$	–
15.	$P_{oc} = 123,1382 \text{ W}$	$P_{oc} = 27,0984 \text{ W}$	–
16.	$T = 348 \text{ min}$	$T = 108 \text{ min}$	–

6.2. Bezpilota lidaparātu modeļu dimensionālā analīze

Šajā apakšnodaļā veikta BPLA eksperimentālo un konceptuālo modeļu dimensionālā analīze, lai varētu prognozēt aprēķināto parametru atbilstību reālai situācijai.

Dinamiskā līdzība

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 Reinoldsa skaitlim, un celšanas spēka mēroga mērījumus no pārbaudes vēja tunelī var pielīdzināt pilna izmēra prototipam šādā veidā:

$$\alpha_m = \alpha_p, \quad (6.1.)$$

$$Re_m = \frac{\rho_m V_m c_m}{\mu_m} = Re_p = \frac{\rho_p V_p c_p}{\mu_p}, \quad (6.2.)$$

$$V_m = \frac{\rho_p}{\rho_m} \frac{c_p}{c_m} \frac{\mu_m}{\mu_p} V_p, \quad (6.3.)$$

$$\frac{L_p}{\rho_p V_p^2 c_p^2} = \frac{L_m}{\rho_m V_m^2 c_m^2}, \quad (6.4.)$$

$$L_p = \frac{\rho_p}{\rho_m} \left(\frac{V_p}{V_m} \right)^2 \left(\frac{c_p}{c_m} \right)^2 L_m. \quad (6.5.)$$

Atbilstoši 6.3. vienādojumam konceptuālā modeļa ātrums, zinot eksperimentālā modeļa parametrus (6.1. tab.), ir šāds:

$$V_{km} = \frac{\rho_{em} \times c_{em} \times \mu_{km}}{\rho_{km} \times c_{km} \times \mu_{em}} \times V_{em} = \frac{1,184 \times 0,242 \times 1,802 \times 10^{-5}}{1,184 \times 0,3725 \times 1,802 \times 10^{-5}} \times 13,89 = 9,02 \frac{m}{s}, \quad (6.6.)$$

līdz

$$V_{km} = \frac{1,184 \times 0,242 \times 1,802 \times 10^{-5}}{1,184 \times 0,3725 \times 1,802 \times 10^{-5}} \times 19,4 = 12,6 \frac{m}{s}. \quad (6.7.)$$

Atbilstoši 6.5. vienādojumam konceptuālā modeļa celšanas spēks, zinot eksperimentālā modeļa parametrus (6.2. tab.), ir šāds:

$$L_{km} = \frac{\rho_{km}}{\rho_{em}} \times \left(\frac{V_{km}}{V_{em}}\right)^2 \times \left(\frac{c_{km}}{c_{em}}\right)^2 \times L_{em} = 17,602 \text{ N}. \quad (6.8.)$$

Salīdzinot 6.2. tabulas datus, tiek iegūts šāds rezultāts:

$$L_{km} = \frac{1,184}{1,184} \times \left(\frac{15,8295}{14,9322}\right)^2 \times \left(\frac{0,3725}{0,242}\right)^2 \times 17,6173 = 46,908 \text{ N}, \quad (6.9.)$$

kas attiecīgi veido 40 % kļūdu, kas, ņemot vērā ģeometriskās līdzības nosacījumu, ir iespējams.

Lai veiktu pārbaudi eksperimentālajam modelim un iegūtu datus, kas ir vienādi ar konceptuālo modeli, ievērojot dinamiskās līdzības nosacījumu, lidojums atbilstoši 6.3. vienādojumam jāveic šādā ātrumā:

$$V_{em} = \frac{\rho_{km} \times c_{km} \times \mu_{em}}{\rho_{em} \times c_{em} \times \mu_{km}} \times V_{km} = \frac{1,184 \times 0,3725 \times 1,802 \times 10^{-5}}{1,184 \times 0,242 \times 1,802 \times 10^{-5}} \times 15,8295 = 24,37 \frac{m}{s}, \quad (6.10.)$$

kas praktiski nav iespējams, jo noteiktais maksimāli iespējamais ātrums eksperimentālajam modelim ir 19,04 m/s (6.2. tab.).

Šādā veidā vēja tuneļa ātrumu var pienācīgi iestatīt, lai tas atbilstu Reynolds skaitlim. Pēc celšanas spēka izmērīšanas modeļa spārnam (L_m) var pienācīgi paredzēt (izmantojot 6.5. vienādojumu) celšanas spēku prototipam L_p [59; 60].

Bakingema *Pi* tehnika (*The Buckingham Pi Technique*)

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 tika veikta, izmantojot Bakingema *Pi* tehniku iepriekš minētajos sešos soļos.

- 1. solis. n – mainīgo skaits risinājumā, kas ir $n = 6$.

$$L = f(V, \alpha, c, \rho, \mu). \quad (6.11.)$$

- 2. solis. Katra mainīgā dimensijas (6.3. tab.).

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. Tiek atrasts j . Vispirms tiek ņemts j – primāro dimensiju skaits risinājumā. No 6.3.tabulas redzams, ka masa, garums un laiks ir vienīgās primārās dimensijas oriģinālo mainīgo sarakstā. Tādējādi $j = 3$. Tas izsaka, ka $k = n - j = 6 - 3 = 3$. Ņemot vērā dimensionālo analīzi, sagaidāmi trīs Pi .
- 4. solis. Tiek izvēlēti j atkārtotošie mainīgie. Tagad jāizvēlas trīs atkārtotošos mainīgos. Celšanas spēks nav laba izvēle, jo tas ir atkarīgais mainīgais šajā risinājumā. Uzplūdes leņķis nav atļauts izvēlēties, jo tas jau ir bezdimensionāls (jāievēro, ka uzplūdes leņķis tiks parādīts kā bezdimensionāls Pi pats par sevi). No atlikušajiem mainīgajiem vismazāk “bāzisks” vai “vēlams” mainīgais ir viskozitāte, kas atkārtojas visās Pi grupās. Tāpēc labākā izvēle šajā gadījumā ir blīvums, ātrums un hordas garums.
- 5. solis. Tiek izveidotas Pi grupas. Vispirms tiek ņemts celšanas spēks, jo tas ir atkarīgais mainīgais:

$$\Pi_1 = LV^a c^b \rho^c, \quad (6.12.)$$

$$\{M^0 L^0 T^0\} = \left\{ \left(\frac{ML}{T^2} \right) \left(\frac{L}{T} \right)^a (L)^b \left(\frac{M}{L^3} \right)^c \right\}. \quad (6.13.)$$

Masas eksponentu vienādošana: $0 = 1 + c$, vai $c = -1$.

Laika eksponentu vienādošana: $0 = -2 - a$ vai $a = -2$.

Garuma eksponentu vienādošana: $0 = 1 + a + b - 3c$, vai $b = -2$.

Tādējādi

$$\Pi_1 = \frac{L}{\rho V^2 c^2}. \quad (6.14.)$$

Līdzīgi tiek veidota otrā Pi grupa, izmantojot viskozitāti un atkārtotošos mainīgos:

$$\Pi_2 = \mu V^e c^f \rho^g, \quad (6.15.)$$

$$\{M^0 L^0 T^0\} = \left\{ \left(\frac{M}{LT} \right) \left(\frac{L}{T} \right)^e (L)^f \left(\frac{M}{L^3} \right)^g \right\}. \quad (6.16.)$$

Masas eksponentu vienādošana: $0 = 1 + g$, vai $g = -1$.

Laika eksponentu vienādošana: $0 = -1 - e$, vai $e = -1$.

Garuma eksponentu vienādošana: $0 = -1 + e + f - 3g$, vai $f = -1$.

Tādējādi

$$\Pi_2 = \frac{\mu}{\rho V c} \text{ vai atbilstošākā veidā ir } \Pi_2 = \frac{\rho V c}{\mu}. \quad (6.17.)$$

Jāņem vērā, 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 tā darīt ir, tā teikt, “sociāli nepieņemami”.

- 6. solis. Tiek uzrakstīta galējā funkcionālā sakarība:

$$\frac{L}{\rho V^2 c^2} = f\left(\frac{\rho V c}{\mu}, \alpha\right). \quad (6.18.)$$

Jāņem vērā, 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 ērtības labad tiek reizināts ar 2), un pirmais neatkarīgais parametrs vienādojuma labajā pusē ir Reinoldsa skaitlis, kā jau 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 celtspējas koeficients noteikti būs vienāds ar pilna izmēra prototipa celtspējas koeficientu, ja tiks lietots pie tāda paša Reinoldsa skaitļa un uzplūdes leņķa.

Attiecīgi, atsaucoties uz dinamiskās līdzības principu un eksperimentālā modeļa datiem, Reinoldsa skaitlis un pretestības spēka koeficients ir:

$$R_{e_{em}} = \frac{\rho_{em} V_{em} c_{em}}{\mu_{em}} = \frac{1,184 \times 14,9322 \times 0,242}{1,802 \times 10^{-5}} = 237430, \quad (6.19.)$$

$$C_{D_{em}} = \frac{D_{em}}{\rho_{em} V_{em}^2 c_{em}^2} = \frac{1,1028}{1,184 \times 14,9322^2 \times 0,242^2} = 0,071329. \quad (6.20.)$$

Arī konceptuālā modeļa Reinoldsa skaitlim un pretestības spēka koeficientam jābūt tādām pašām:

$$R_{e_{km}} = R_{e_{em}} = 237430 = \frac{\rho_{km} V_{km} c_{km}}{\mu_{km}} \quad (6.21.)$$

vai

$$V_{km} = \frac{R_{e_{em}} \mu_{km}}{\rho_{km} c_{km}} = \frac{237430 \times 1,802 \times 10^{-5}}{1,184 \times 0,3725} = 9,7 \frac{\text{m}}{\text{s}}, \quad (6.22.)$$

kas parāda kļūdu 8.2. tabulas datos 38 % apmērā, un

$$C_{D_{km}} = C_{D_{em}} = 0,071329 = \frac{D_{km}}{\rho_{km} V_{km}^2 c_{km}^2} \quad (6.23.)$$

vai

$$D_{km} = C_{D_{em}} \rho_{km} V_{km}^2 c_{km}^2 = 0,071329 \times 1,184 \times 15,8395^2 \times 0,3725^2 = 2,9364 \text{ N}, \quad (6.24.)$$

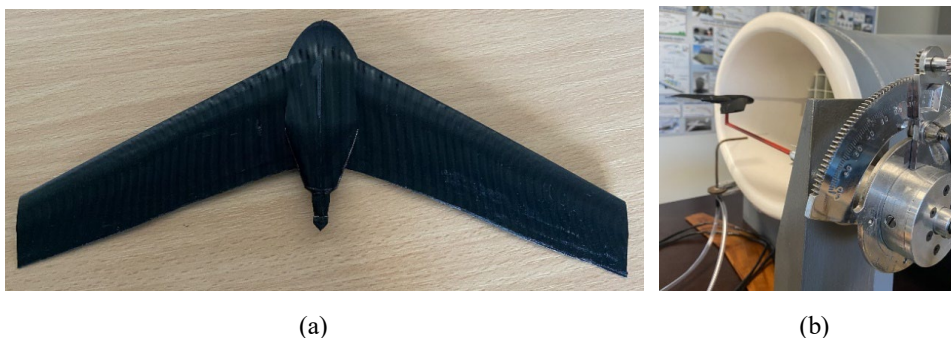
kas tāpat kā V_{km} ātruma aprēķina gadījumā parāda kļūdu 6.2.tabulas datos ~ 39 % apmērā. Tas savukārt pēc dinamiskās un ģeometriskās līdzības principa ir iespējams, jo abu modeļu

ģeometriskās līdzības atšķirība ir 50 % ($\sim 1 : 2$) apmērā, bet pārējo nozīmīgo parametru (masa, spārna laukums, elektromotora jauda) atšķirība ir 75 % ($\sim 1 : 4$) apmērā [59; 60].

6.3. 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 ekstremālos stāvokļos, tādos kā masīva plūsmas atdalīšanās, nepastāvība, vibrācija (*flutter*) un citos. 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].

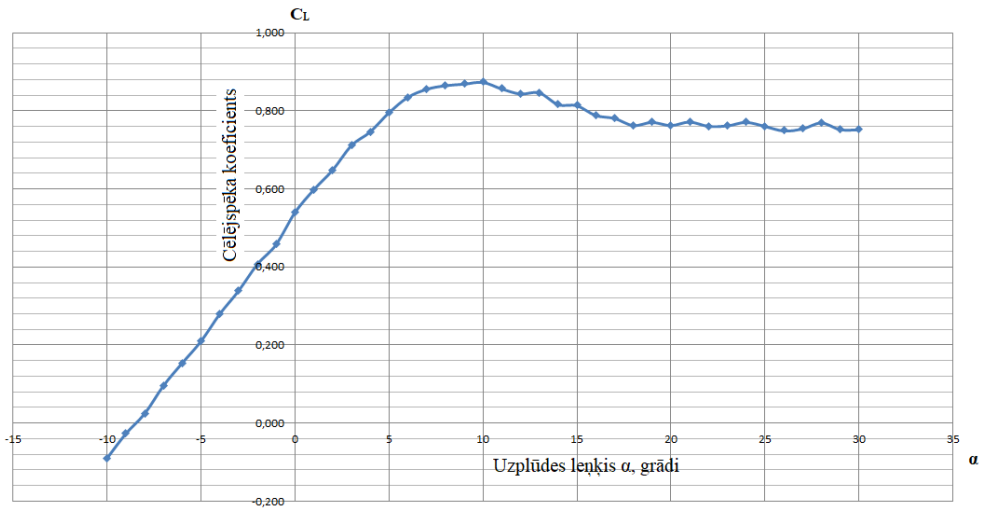
Uz mācību vēja tuneļa tika uzstādīts izdrukātais BPLA modelis (6.1. att.).



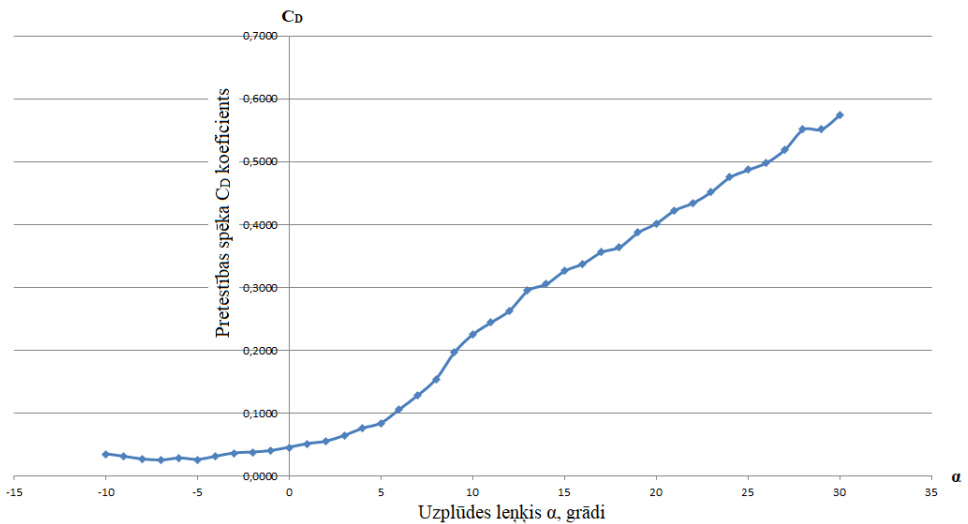
6.1. att. (a) Ar 3D printeri izdrukātais 10 % mēroga BPLA modelis; (b) izdrukātais modelis, kas uzstādīts mācību vēja tunelī.

Eksperimenta veikšanai tika pieņemta uzplūdes leņķa α variācija no -10° līdz 30° un plūsmas ātrums $V = 12$ m/s. Iegūtie rezultāti tiek apkopoti tabulā.

Pēc iegūtiem rezultātiem tiek konstruēti C_L un C_D koeficientu variācijas grafiki atkarībā no uzplūdes leņķa α .



6.2. att. Cēlējspēka koeficienta C_L atkarībā no uzplūdes leņķa α grafiks.



6.3. att. Pretestības spēka koeficienta C_D atkarībā no uzplūdes leņķa α grafiks.

Pēc eksperimenta rezultātu apkopošanas, lielākā L/D attiecības vērtība ir pie eksperimentā veiktā uzplūdes leņķa α vērtības 0° , kas ir visa modeļa uzplūdes leņķis, bet jāņem vērā spārna konstruktīvais iestatījuma leņķis i_w (α_{set}), kas attiecīgi iekšējai spārna daļai (*inboard*) ir $4,6^\circ$, 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 8.10. attēlā, 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 $\alpha_{set} = 4,6^\circ$, kopējais spārna uzplūdes leņķis veido $14,6^\circ$. 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.

6.4. Nodaļas kopsavilkums un secinājumi

Šajā nodaļā pārbaudīta konceptuālā modeļa atbilstība prasībām reāliem apstākļiem, lietojot dimensionālās analīzes metodi un izmantojot reāli pieejami prototipa BPLA modeli, kas redzams 18. pielikumā. Dimensionālās analīzes metode parādīja, ka tā ir veiksmīgi lietojama, 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 galvenokārt 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 var veikt pētījumu kādā funkcionālā virzienā, ko attiecīgais pētnieks ir ieplānojis. Attiecīgai funkcionējošai sistēmai parasti komplektā nāk arī sistēmas lidojuma funkcionalitātes simulācijas programma, ar kuru vispirms var pārbaudīt izstrādājamās, inovatīvās sistēmas darbību, kas galvenokārt samazina zaudējumus izstrādes laikā, kas var izpausties kā bezpilota lidaparāta katastrofiska piezemēšanās un attiecīgu elementu bojāeja. Pārsvārā pētnieki izvēlās veikt jau esošo sistēmu izpēti 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 gaitā 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 radioiekārtu, kas nevar nodrošināt precīzus rezultātus, taču, neskatoties uz to, eksperimenta 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 tiem nepieciešamā ieskriešanās ceļa dēļ, 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 radioiekārtu, 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 (6.5. tab.), kas jāabsorbē bezpilota lidaparāta korpusam, saskarsmes fāzē ar zemi piezemējoties. Turklāt piedāvātajā inovatīvajā sistēmā arī pacelšanās fāzē 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 pārliecinātos, ka konstruēšanas process iet nepieciešamajā virzienā un atbilstoši noteiktajām prasībām.

Tika izstrādāta bezpilota lidaparātu konstruēšanas pamatdatu iegūšanas metodika (3. pielikums) ar atbilstības grafika metodi (*Matching Plot Technique*), kas ļauj iegūt bezpilota lidaparāta sistēmas lidaparāta pamatdatus (nepieciešamais spārna laukums, dzinēja jauda) turpmākajam konstruēšanas procesam, kā arī pārreķināt datus, ja tas nepieciešams un konstruēšanas process ir novirzījies no sākotnēji noteiktajām prasībām un konstruēšanas mērķiem.

Promocijas darbā kopumā izstrādāta bezpilota lidaparāta sistēma, kas pēc sava snieguma pārsniedz pašreiz komerciāli pieejamo sistēmu rādījumus. Bezpilota lidaparātu parametru sniegums tika pārbaudīts *MATLAB* simulācijas programmā, un iegūtie snieguma rezultāti atbilst sākotnēji noteiktajām prasībām. Papildus vēl būtu jāveic pilna lidojuma modeļa izstrāde un simulācijas programmā (*MATLAB*) un jāpārbauda bezpilota lidaparāta sniegums dažādos simulācijas laika apstākļos. 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 ko nākotnē varētu tās pielāgot dažādām bezpilota lidaparātu sistēmām, novērtēt to izmantošanu dažādos laika apstākļos un apvidos.

SECINĀJUMI

1. Veicot 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 noteiktajās prasībās, ļaujot izvēles parametrus definēt kvantitatīvā veidā, tādējādi, pamatojoties uz aprēķiniem, bija iespējams izvēlēties optimālāko lidaparāta modeli.
3. Veikto lidaparāta tipa izvēles metodi varēja izmantot arī tāpēc, lai, pamatojoties uz aprēķiniem, izvēlētos visus pārējos bezpilota lidaparātu sistēmas elementus kvantitatīvā veidā.
4. Bezpilota lidaparāta sistēmas izstrādes procesā veiktie praktiskie lidojumi ar pielīdzināmu modeli ļauj atrast jaunus risinājumus un saprast izvēlētajā 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 jāabsorbē lidaparāta korpusam. Izstrādātā lidaparāta palaišanas sistēma nodrošina lidaparāta palaišanu ierobežotā brīvā laukumā, kā arī ir droša operatoram, kas veic lidaparāta palaišanu.
5. Izmantotās pētniecības metodes un 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 datorsimulācijas programmas un to praktisko lietojumu sistēmas izstrādes procesā, salīdzināt to darbību, rezultātus, pārbaudīt vingletu pozitīvo ietekmi uz lidojošā spārna tipa BPLA aerodinamiskajām īpašībām pie maziem Reinoldsa 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 vairākkārt pārrēķināta, lai pārliecinātos, ka konstruēšana notiek, ievērojot drošības prasības.
9. Konstruēšanas procesā tika izstrādāta metode lidaparāta pamata konstruēšanas parametru – bezpilota lidaparāta spārna laukuma un motora jaudas – iegūšanai 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 pārrēķināt, ja konstruēšanas process novirzās no sākotnēji noteiktajām prasībām.

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. Délery, P. Gilliéron, P. Gnemmi, E.R. Gowree, P. Perrier, Experimental Aerodynamics: An Introductory Guide, Springer Tracts in Mechanical Engineering, 2020, 329 pages.



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.