

**Artūrs Suharevs**

# **GAISA KUĢA BORTA KONTROLES IERĪČU PĒTNIECĪBA UN OPTIMIZĀCIJA PACELŠANĀS UN NOSĒŠANĀS ETAPOS**

Promocijas darbs



**RĪGAS TEHNISKĀ UNIVERSITĀTE**

Mašīnzinību, transporta un aeronautikas fakultāte  
Aeronautikas institūts

**Artūrs Suharevs**

Doktora studiju programmas „Transports” doktorants

**GAISA KUĢA BORTA KONTROLES IERĪČU  
PĒTNIECĪBA UN OPTIMIZĀCIJA PACELŠANĀS  
UN NOSĒŠANĀS ETAPOS**

Promocijas darbs

Zinātniskais vadītājs  
profesors *Dr. habil. sc. ing.*  
VLADIMIRS ŠESTAKOVŠ

# ANOTĀCIJA

**Tēmas nosaukums:** Gaisakuģa zemes ceļa garuma skaitļošanas bloka projektēšana.

**Darba saturs:** Izstrādāt gaisakuģa zemes ceļa garuma skaitļošanas sistēmu pacelšanās un nolaišanās brīdī.

Promocijas darbā izskatīta universāla metode lidmašīnas bremsēšanas un pacelšanās ceļa garuma noteikšanai, izmantojot inerciālās navigācijas sistēmas un palīgsistēmu izejas datus. Darba gaitā uzprojektēta un samontēta elektroniska ierīce, kuras pamatā ir algoritms, kas nosaka, cik metru ir atlicis līdz lidaparāta drošai apturēšanai vai – pacelšanās gadījumā – līdz punktam, kurā notiek atrašanās no zemes. Ierīce ir paredzēta lidmašīnas apkalpes darba atvieglošanai, lidojumu drošības palielināšanai, kā arī lidmašīnas resursu racionālai izmantošanai.

Darba apjoms ir 99 lpp., tajā ir 87 attēli, 93 formulas, 11 tabulas.

# SYNOPSIS

**The title of the Thesis is:** Designing a Computing Unit for Determining Aircraft Ground Path Length.

**The content of the Thesis is:** Developing a calculating system for aircraft ground path length at the moment of takeoff and landing.

This Thesis presents a universal method for determining the airplane braking and takeoff paths using the output data from the inertial navigation system and auxiliary systems. The result is a designed and assembled electronic device, based on the algorithm that determines how many meters are left to safely stop the aircraft or to the point of separation from ground in the case of takeoff. The device is designed to facilitate the work of an aircrew, increase the safety of flights, as well as to more efficiently use the resources of the aircraft.

The paper consists of 99 pages with 87 pictures, 93 formulas, 11 tables.

# SATURS

|   | lpp. |
|---|------|
| DARBĀ IZMANTOTIE SAĪSINĀJUMI .....  | 6    |
| IEVADS .....  | 7    |
| Tēmas aktualitāte.....  | 7    |
| 1. PACELŠANĀS UN NOSĒŠANĀS DINAMIKA UN KINEMĀTIKA .....                               | 14   |
| 1.1. Lidmašīnas pacelšanas .....  | 14   |
| Pacelšanās profils un elementi .....  | 15   |
| Lidmašīnas atrašanās.....   | 17   |
| Ieskrējiena garums.....   | 18   |
| Dažādu ekspluatācijas un konstruktīvo faktoru ietekme uz lidmašīnas ieskrējieni ..... | 19   |
| Pārtraukta pacelšanās .....   | 21   |
| 1.2. Lidmašīnas nosēšanas .....   | 22   |
| Nosēšanas ātrums.....   | 26   |
| Bremzēšanas garums .....  | 26   |
| Nolaišanās raksturojumi .....   | 27   |
| Dažādu faktoru ietekme uz nolaišanās raksturojumiem .....                             | 28   |
| 1.3. Gaisa kuģa dinamiska modeļa apraksts.....  | 30   |
| 1.4. Lidmašīnas kustība pa skrejceļu nosēšanās laikā. Matemātiskais modelis.....      | 33   |
| 1.5. Gaisa kuģa nosēšanas modeļa aprēķināšana .....                                   | 38   |
| Aerodinamiskie koeficienti $C_x$ and $C_y$ .....                                      | 38   |
| Diferenciālā vienādojuma atlikušie komponenti un koeficientu aprēķins .....           | 42   |
| Dinamiskā modeļa blokshēmas izstrāde .....  | 43   |
| 1.6. Lidmašīnas nosēšanās modeļa uzlabošanas komponenti .....                         | 44   |
| 1.7. Modelēšanas rezultāts .....  | 45   |
| 2. PROBLĒMAS ANALĪZE.....   | 49   |
| 2.1. Pacelšanās un nolaišanās josla .....   | 50   |
| PNJ garums.....   | 50   |
| Pacelšanās un nolaišanās joslas izmēri .....  | 50   |
| Pacelšanās un nolaišanās joslas apzīmējums .....                                      | 51   |
| Visgarākās pacelšanās – nolaišanās joslas pasaulē .....                               | 51   |
| Visīsākās pacelšanās – nolaišanās joslas pasaulē .....                                | 51   |
| 2.3. Lidmašīnas un lidlauka tehniskais aprīkojums.....                                | 51   |
| Radiobāka.....  | 52   |
| Marķējošā radiobāka .....   | 52   |
| Tālā marķējošā bāka.....  | 52   |
| Tuvā marķēšanas bāka .....  | 53   |
| Iekšējā marķēšanas bāka.....  | 53   |
| Inerciālā navigācijas sistēma.....  | 53   |
| 3. LIDAPARĀTA BREMZĒŠANAS IESPĒJAS.....   | 55   |
| 3.1. Lidmašīnas riteņu bremzes.....   | 55   |
| Aerodinamiskā bremze.....   | 57   |
| Bremzēšanas izpletņa izmantošana .....  | 57   |
| Dzinēja vilkmes reversēšana .....   | 58   |
| 4. SKAITĪŠANAS IERĪCES IZSTRĀDĀŠANA.....  | 60   |
| 4.1. Analītisko sakarību grafiku izveidošana .....                                    | 60   |
| 4.2. Aproximācijas metodes analīze un realizācija.....                                | 61   |
| Polinomiālā interpolācija.....  | 63   |
| Aproximācija ar lineāru vai nelineāru MKM.....  | 64   |
| Regresīvais splains ar soda funkciju .....  | 65   |
| Racionālā interpolācija.....  | 66   |
| Interpolācija bez poliem: Floatera-Hormana algoritms.....                             | 66   |

|   |    |
|---|----|
| 4.3. Matemātiskā modeļa izmantošana .....                         | 67 |
| 4.4. Algoritms.....   | 70 |
| Pacelšanās skrejceļa aprēķināšanas algoritms.....                 | 70 |
| Nosēšanās skrejceļa aprēķināšanas algoritms .....                 | 71 |
| 4.5. Algoritmus un sistēmas mijiedarbības strukturālā shēmā ..... | 71 |
| 4.7. Programmas nodrošinājums .....                               | 72 |
| 4.8. Tehniskais risinājums .....                                  | 72 |
| Mikrokontrollera izvēle .....                                     | 73 |
| MK raksturlielumi .....   | 76 |
| Barošana.....   | 76 |
| 4.9. Ierīces prototipa izstrādē .....                             | 76 |
| Elektriskās shēmās grafiskais attēlojums .....                    | 79 |
| 5. PROTOTIPA LIETOŠANA, IEGŪTIE DATI, EKSPERIMENTS .....          | 82 |
| GALVENIE REZULTĀTI UN SECINĀJUMI .....                            | 93 |
| LITERATŪRAS SARAKSTS .....  | 95 |
| PIELIKUMI .....   | 98 |

## DARBĀ IZMANTOTIE SAĪSINĀJUMI

GK – gaisa kuģis  
PNJ – pacelšanās-nosēšanās josla  
PNS – pavadoņu navigācijas sistēmas  
LEN – lidojumu ekspluatācijas norādījumi  
VJL – virs jūras līmeņa  
TRD – turbo reaktīvais dzinējs  
TRB – tuvas radiobākas  
ABS – *Anti-lock braking system* (pretslīdēšanas automātika)  
 $V_{mcg}$  – minimālais vadāmības ātrums uz zemes  
 $V_{mca}$  – minimālais vadāmības ātrums gaisā (t. s. lidmašīnas ātrums, atraujoties no zemes)  
 $V_1$  – lēmuma pieņemšanas ātrums (kritiskais dzinēja noslodzes ātrums)  
 $V_R$  – atrašanās ātrums  $L \geq W$  (dod iespēju droši pacelt priekšgala riteņus no virsmas)  
 $V_{MU}$  – minimālais saķeres ātrums, saskaroties ar zemi  
 $V_{LOF}$  – minimālais atrašanās ātrums  
 $V_2$  – pacelšanās pacēluma leņķa drošības ātrums  
MKM – mazāko kvadrātu metode  
KGS - kursēšanas – glisādes sistēmā  
INS – inerciālā navigācijas sistēma  
ILS – *Instrumental Landing System* (Instrumentālā nosēšanās sistēma)  
FAR – *Federal Aviation Regulation* (Federālie aviācijas noteikumi)  
PSEU – *Proximity Switch Electronic Unit* (Tuvuma slēdža elektroniskā vienība)  
FMS – *Flight Management System* (Lidojumu pārvaldības sistēma)  
GPS – *Global Positioning System* (Globālā pozicionēšanas sistēma)  
GNSS – *Global Navigation Satellite System* (Globālā navigācijas satelītu sistēma)

# IEVADS

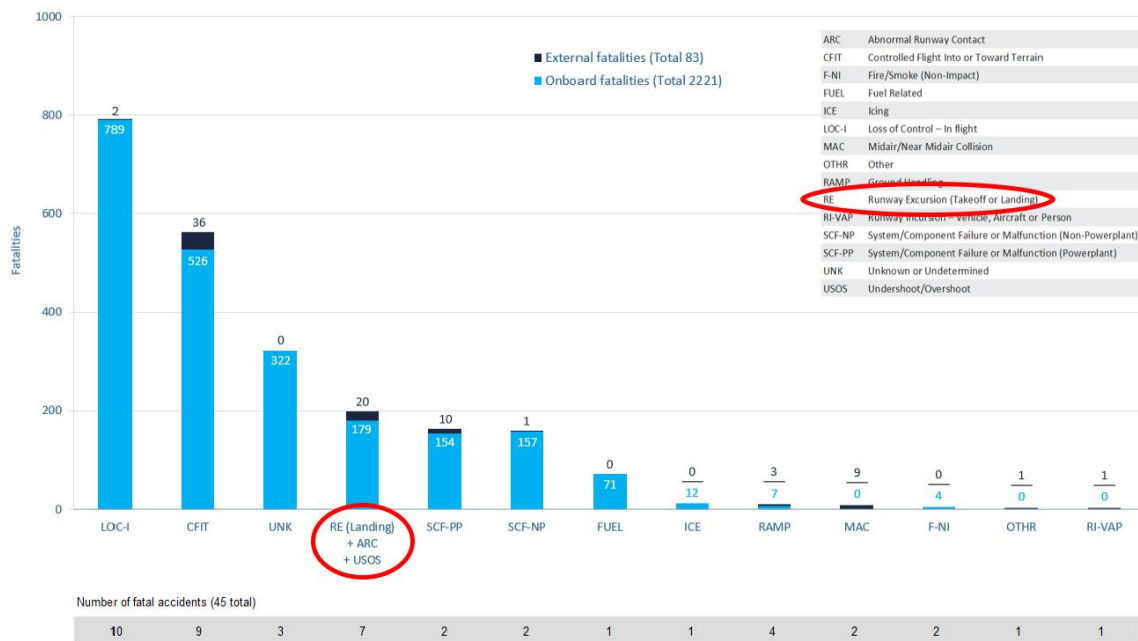
## Tēmas aktualitāte

Lidmašīnas pacelšanās un nolaišanās ir lidojuma sākuma un beigu etaps, kas prasa pilota maksimālu uzmanību un precizitāti. Statistiski tie ir visbīstamākie lidojuma etapi. Pacelšanās procesā lidaparāts paātrinās, atraujas no zemes un uzņem noteikto lidošanas augstumu. Nolaišanās etaps ir laiks, kad lidmašīna, sākot no 15 m augstuma, samazina kustības ātrumu, līdz tā pilnīgi apstājas, piezemējoties un veicot manevrus pa ieskrējiena-nolaišanās skrejceļu (PNJ). Nolaišanās ir visgrūtākais lidojuma etaps, kas nosaka augstas prasības un pilotāžas iemaņas pilotiem. Lidmašīnas nolaišanās procesu ievada tādi manevri kā tuvošanās lidostai un nolaišanās iesākšana. Nosēšanās procesā ir vairāki etapi: augstuma samazināšana; tā izlīdzināšana izturēšana; piezemēšanās un noskrējieni. Lidmašīnas pacelšanās parasti ir iedalīta divos pamatetapos: pacelšanās un sākuma augstuma uzņemšana. Šie etapi savukārt iedalās vairākos citos etapos.

Lidmašīnu industrijas progress mūsdienās ir nodrošinājis to, ka visus šos etapus var veikt bez pilota līdzdalības, t. i., izmantojot automatiskās pilotēšanas sistēmu. Civilajā aviācijā bezpilota sistēmas joprojām tiek izmantotas piesardzīgi, galvenokārt horizontālā lidojumā un ar apkalpes kontroli. Tomēr nolaišanās un pacelšanās procesu galvenokārt veic pieredzējuši piloti. Ņemot vērā visu nolaišanās laikā veicamo darbību sarežģītību un bīstamību, nolaišanās etaps tiek uzskatīts par statistiski bīstamāko lidojuma etapu. 1.1. un 1.2. attēlā apkopota statistika par visiem incidentiem no 2009. līdz 2018. gada pa kategorijām. Veidojot attēlus, izmantoti kompānijas “Boeing” statistikas dati, kas iekļauti prezentācijā “Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents Worldwide Operations | 1959–2018 50th Edition” [39].

## Fatalities by CICTT Aviation Occurrence Categories

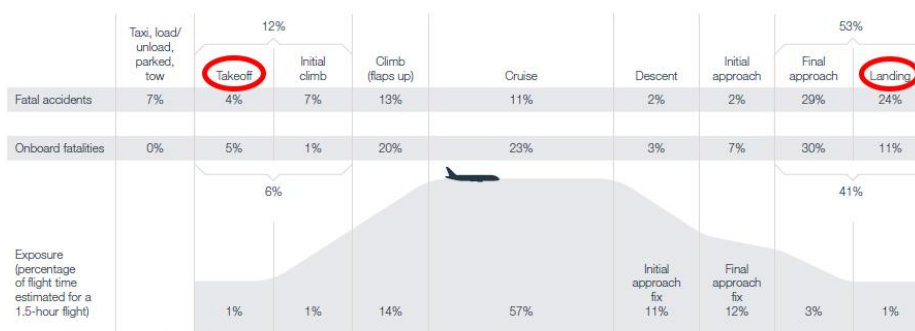
Fatal Accidents | Worldwide Commercial Jet Fleet | 2010 through 2019



1.1. att. Aviokatastrofu, kas notikušas no 2010. līdz 2019. gadam, iedalījums.

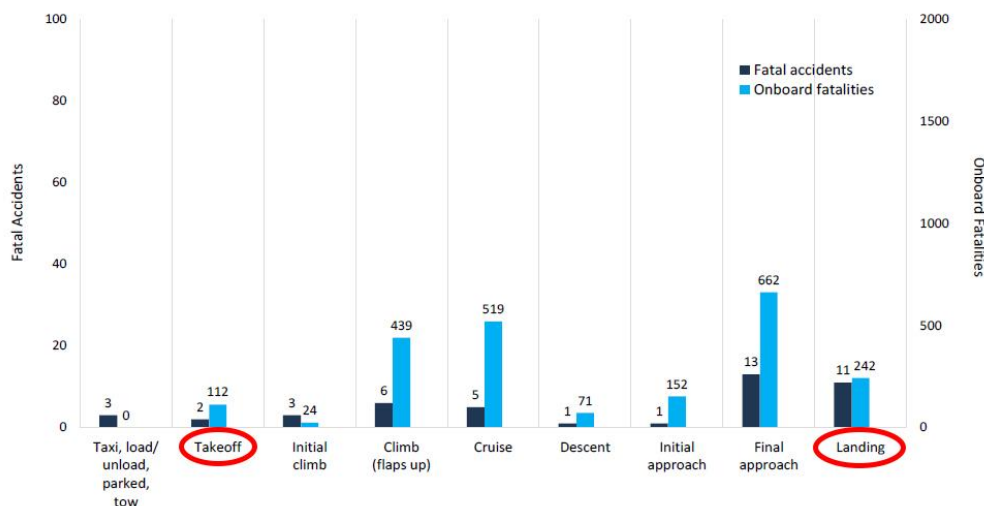


Percentage of fatal accidents and onboard fatalities | 2010 through 2019



Note: Percentages may not sum to 100% because of numerical rounding.

Distribution of fatal accidents and onboard fatalities | 2010 through 2019



1.2. att. Negadījumu iedalījums pa lidojuma posmam.

Acīmredzams, ka lielāka daļa incidentu un katastrofu ir tieši saistīta ar pacelšanās un – it īpaši – nosēšanās etapiem.

Orientēties šādā statistikā ir diezgan grūti, jo nav iespējams saprast katastrofas būtību. Lai sāktu risināt šo problēmu, vispirms apkopota informācija par vairākiem incidentiem, izpētīti incidentu un katastrofu cēloņi, kā arī pārbaudīta informācija par to, vai šis jautājums joprojām ir aktuāls, jo, iespējams, problēmas, kas izraisīja incidentus pirms 10 gadiem, mūsdienās ir atrisinātas. Otrs apgrūtinājums ir saistīts ar to, ka visiem incidentiem nav pabeigts izmeklēšanas process.

Šiem mērķiem tika izmantota mājaslapā <http://avherald.com/> publicētā informācija [13]. Pēc tās var izsekot gandrīz pēc visiem incidentiem, kas notiek pasaulē, uzreiz pēc notikuma. 1.1. tabulā apkopotas ziņas par pēdējiem negadījumiem, kas saistīti ar PNJ robežas šķērsošanu.

1.1. tabula

Pēdējie negadījumi kas saistīti ar PNJ robežas šķērsojumu

| Datums      | Status    | AC / reģ. nr.               | Lid. nr. | Izmantotais ziņojums, no kura ņemti negadījuma dati   |
|-------------|-----------|-----------------------------|----------|---|
| 04.07.2020. | Incidents | Boeing 747-400, LX-UCV      | CV-7536  | “Hong Kong, rejected takeoff due to engine problem”   |
| 14.06.2020. | Incidents | China Airlines A333, CI-202 | B-18302  | “Taipei, all primary computers, reversers and autobrakes failed on touchdown, affecting the |

|             |           |  |              |  |
|-------------|-----------|--|--------------|--|
|             |           |  |              | <i>stopping distance of the aircraft. The crew applied maximum manual braking and managed to stop the aircraft 10 meters/33 feet ahead of the runway end (runway length 2600 meters/8530 feet)".</i> |
| 01.07.2020. | Incidents | Garuda A333<br>PK-GHD                    | GA-613       | <i>"Makassar on, runway excursion during backtracking for departure"</i>   |
| 14.06.2020. | Incidents | Vietjet A321                             | VJ-322       | <i>"Ho Chi Minh City, runway excursion on landing"</i>   |
| 03.06.2020. | Accidents | Fedex MD11<br>N583FE                     | FX-<br>5033  | <i>landed on Mumbai's runway 14 at 12:14L (06:44Z) but overran the end of the runway by about 9 meters/30 feet".</i>   |
| 22.05.2020. | Incidents | West Atlantic<br>ATP<br>SE-MAO           | PT-425       | <i>"Birmingham on, temporary runway excursion on second approach"</i>  |
| 06.01.2020. | Incidents | Thai Lion<br>B739<br>HS-LTL              | SL-180       | <i>"Hanoi on, runway incursion"</i>  |
| 18.03.2020. | Incidents | Vietnam A321<br>VN-A392                  | VN-920       | <i>"Ho Chi Minh City, rejected takeoff due to uncontained engine failure sets grass alight"</i>  |
| 07.06.2020. | Incidents | Canada A320<br>C-FMSX                    | AC-329       | <i>"Edmonton, autobrakes failure"</i>  |
| 05.06.2020. | Incidents | Kalitta B734<br>N733CK                   | KI-822       | <i>"Rochester, veered off runway on rejected takeoff"</i>  |
| 05.06.2020. | Incidents | South Sudan<br>Supreme<br>AN26<br>S9-TLW | EK-<br>26710 | <i>"Renk, runway excursion on landing"</i>   |
| 27.05.2020. | Incidents | Swift AT72<br>EC-INV                     | WT-<br>6992  | <i>"Cologne, rejected takeoff due to being aligned with runway edge lights"</i>  |
| 27.06.2019. | Accidents | Angara AN24<br>RA-47366                  | 2G-200       | <i>"Nizhneangarsk, engine failure, veered off runway and collided with building"</i>   |

Acīmredzams, ka problēma joprojām ir ļoti aktuāla. Tikai 2020. gada jūnijā vien notika vismaz seši negadījumi (ne visi incidenti tiek atspoguļoti iepriekšminētajā portālā).

## Promocijas darba mērķis

Promocijas darba mērķis ir izstrādāt sistēmu un metodoloģiju, kas varētu automātiskā režīmā veikt lidaparāta ieskriešanos un bremzēšanu pēc nolaišanās uz skrejceļa tā, lai maksimāli ekonomiski izdevīgi un droši vai vismaz palīdzēt pilotiem noteikt atlikušā bremzēšanas un ieskriešanās ceļa garumu līdz NPJ beigām, ņemot vērā sistēmu, ar kurām aprīkots gaisa kuģis, izejas datus, kā arī ievērojot citus faktoros: laika apstākļus; bremžu un apriepojuma stāvokli; dažādus koeficientus; paātrinājuma un palēninājuma statistiku; lidaparāta aerodinamiskās īpatnības u. tml. Darbā piedāvāts arī tehniskais risinājums (portatīva ierīce), kas dos iespēju izmainīt nosēšanās/pacelšanās metodoloģiju, lai sasniegtu iepriekš minētos mērķus, kā arī varētu palīdzēt lidojuma kvalitātes analizē un negadījumu izmeklēšanā, kas saistīti ar tādiem lidaparātiem, kuros nav moderna lidojumu un navigācijas aprīkojuma.

## Uzdevumi

Lai sasniegtu šo mērķi, darbā jārisina vairāki galvenie uzdevumi:

- 1) izvērtēt problēmas aktualitāti un incidentu cēloņus;
- 2) izpētīt esošo metodoloģiju (GK dokumentāciju un pilotu/aviokompānijas procedūras) nosēšanās un pacelšanās etapos;
- 3) izpētīt mūsdienu tehniskos risinājumus un iespējas atrisināt šo problēmu ar jau izveidoto aprīkojumu (GK tehniskais aprīkojums un programmatūras nodrošinājums tajā un ārpus tā);
- 4) modelēt un optimizēt GK zemes ceļa garuma «sistēmu» pacelšanās un nolaišanās etapos;
- 5) izstrādāt portatīvo ierīci (prototipu) un algoritmu, lai:
  - prognozētu un novērstu nelaimes gadījumus;
  - efektīvi un racionāli izmantotu GK sistēmas;
  - atvieglotu apkalpes darbu;
  - palielinātu lidojuma drošību;
  - analizētu lidojumu kvalitāti un palīdzētu veikt lidojumu negadījumu izmeklēšanu vieglajos lidaparātos un lidmašīnās, kas nav aprīkotas ar modernu lidojumu un navigācijas aprīkojumu;
- 6) veikt eksperimentus, pierādīt idejas efektivitāti.

Promocijas darbā veikta lidaparāta bremzēšanas un ieskriešanās ceļa analīze, kā arī pamatota nepieciešamība izstrādāt automatizētu aparātu, kas būtu spējīgs kontrolēt lidmašīnas bremzēšanas un ieskriešanās ceļa garumu pēc piezemēšanās un pacelšanās laikā.

Aparātam jābūt spējīgam aprēķināt nepieciešamos parametrus katrā laika momentā, lai racionāli izmantotu GK sistēmas, pagarinātu bremžu un apriepojuma nolietojuma termiņu, kā arī nodrošinātu GK pasažieru drošību un dotu iespēju izslēgt pilotu kļūdas.

**Izpētes objekts** – GK paātrinājuma/bremzēšanas metodoloģija un tehniskās iespējas.

**Izpētes priekšmets** – jebkāds GK tips (*Experimental/General/Civil aviation*).

**Izpētes vieta** – jebkāds lidlauks.

**Pētījumā izmantotas šādas zinātniskās metodes:**

- matemātiskā modelēšana;
- algoritma modelēšana (*Simulink*);
- varbūtības teorija;
- statistisko datu apstrāde;
- eksperimenta veikšana.

**Zinātniskā novitāte**

GK bremzēšanas/paātrinājuma modeļa izstrāde un tās optimizācija.

Jauna metodoloģija GK bremzēšanas/paātrinājuma etapos, izveidojot jaunu aprīkojumu (algoritms, kas balstīts visprecīzākajos sensoru datos, no ar kuriem aprīkoti gandrīz visi mūsdienu GK tipi).

### **Praktiskā nozīme**

- Incidentu un nelaimes gadījumu skaitu samazināšana GK nolaišanās/pacelšanās gaitā.
- Apkalpes darba atvieglošana.
- Lidojuma drošības palielināšana.
- GK resursu (komponentu stāvoklis) pagarināšana.
- Aviokompānijas resursu ekonomija.
- Vides piesārņojumu mazināšana.
- Lidojumu kvalitātes analīze un optimizācija.

### **Aizstāvamās tēzes**

- Lidojumu drošības palielināšanas modelis, balstoties jaunajā metodoloģijā un tehniskajā risinājumā.
- Jaunas paātrinājuma/bremzēšanas metodoloģijas efektivitātes un drošības pierādījums.
- Tehniskais risinājums jaunas metodoloģijas realizācijai.
- Metodoloģijas ekonomiskā un ekoloģiskā efektivitāte.

### **Pētījuma rezultātu precizitāte**

Visi iegūtie pētījumu rezultāti balstīti autora praktiskajos aprēķinos un izmēģinājumos.

Autora izstrādātie matemātiskie modeļi, metodes, algoritmi, diagrammas un idejas efektivitāte ir praksē pārbaudītas, un izvirzīta jauna metodika pacelšanās/nosēšanās etapiem. Normatīvā dokumentācija neatļauj lietot/testēt šo metodi un aprīkojumu, izmantojot komerciālos GK, ir nepieciešami vairāki nākamie soļi, lai sertificētu paņēmienu un tehnoloģisko risinājumu, piesaistot *Part-21* organizāciju, un speciālas GK tipa ražotāja atļaujas.

### **Darba aprobācija**

Darbs prezentēts divās starptautiskajās zinātniskajās konferencēs Lietuvā un Latvijā, septiņās publikācijās, trīs zinātniskajos žurnālos.

### **Starptautiskās zinātniskās konferences**

- 1) Kaunas University of Technology, 24th International Scientific Conference TRANSPORT MEANS 2020, PALANGA, 30 September–2 October 2020 “Safety Management System development for airline”.
- 2) The 5th International Scientific and Practical Conference TRANSPORT. EDUCATION. LOGISTICS AND ENGINEERING – 2018.
  1. “DEVELOPMENT OF METHODOLOGY FOR SAFETY RISK – BASED AIRLINE” A. Bitins, L. Mikelson, A. Suharevs.
  2. “АНАЛИЗ ФАКТОРОВ ВЛИЯЮЩИХ НА ДЛИНУ ПРОБЕГА САМОЛЕТА ПО ВПП” A. Suharevs.
- 3) Riga Technical University 56th Scientific International Conference, Riga (Latvia) 20.05.2015, “Gaisa kuģa borta kontroles ierīču pētniecība un optimizācija pacelšanās un nosēšanās etapos”, A. Suharevs.
- 4) Riga Technical University 57th Scientific International Conference, Riga (Latvia) 17.10.2016, “Gaisakuģa pacelšanās un nolaišanās zemes ceļa garuma skaitļošanas sistēma”, A. Suharevs.
- 5) Riga Technical University 60th Scientific International Conference, Riga (Latvia) 16.10.2019, “Mikrokontrolieru izmantošana aviācijas nozarē”, A. Suharevs.

- 6) Riga Technical University, 12.11.2015. Zinātniskais seminārs “Gaisa kuģa borta kontroles ierīču pētniecība un optimizācija pacelšanās un nosēšanās etapos”.
- 7) Riga Technical University, 09.02.2017. Zinātniskais seminārs, “Pacelšanās-nolaišanās skrejceļa skaitīšanas ierīces strukturālā shēma”.

### Publikācijas

- 1) Arthur Suharev, Vladimir Shestakov, Leonid Vinogradov. “Estimation of evacuation time of passengers in aircraft accidents with fire in airfield areas”. AVIATION ISSN: 1648-7788 / eISSN: 1822-4180. Article in Press. <https://doi.org/10.3846/aviation.2020.12653>.
- 2) Arthur Suharev, Vladimir Shestakov, and Konrad Stefanski. “Analysis of the affecting factors on aircraft takeoff and landing ground path length”. AIP Conference Proceedings 2077, 020056 (2019); <https://doi.org/10.1063/1.5091917>. Published Online: 21 February 2019.
- 3) A. Bitins, L. Mikelson, A. Suharevs. “Development of methodology for safety risk – based airline”. The 5th International Scientific and Practical Conference. Transport. Education. Logistics And Engineering – 2018. Proceedings. ISBN 978-9984-9996-8-5.
- 4) A. Suharevs. “Анализ факторов влияющих на длину пробега самолета по ВПП”. The 5th International Scientific and Practical Conference. Transport. Education. Logistics And Engineering – 2018. Proceedings. ISBN 978-9984-9996-8-5.
- 5) Artūrs Suharevs, Pjotrs Trifonovs-Bogdanovs, Vladimirs Šestakovs, Konstantin Mamay. “Dynamic Model of Aircraft Landing”. Riga Technical University. Transport and Aerospace Engineering. ISSN 2255-9876 (online). ISSN 2255-968X (print). December 2016, vol. 3, pp. 38–43. doi: 10.1515/tae-2016-0005. <https://www.degruyter.com/view/j/tae>.
- 6) A. Suharevs. “Gaisakuģa zemes ceļa garuma skaitļošanas sistēma pacelšanās un nolaišanās brīdī”. The 4th International Scientific and Practical Conference. Transport Systems, Logistics And Engineering – 2016. Proceedings. ISBN 978-9984-9996-6-1.
- 7) Arthur Suharev, Jevgenij Tereshchenko, Vladimir Shestakov, Zarif Zabirow. “Identification of abnormal situations in flight”. AVIATION. (Pieņemts, bet nav publicēts 01.11.2021.).

### Alternatīvu risinājumu kritiskā analīze

Patlaban ir zināmi divi promocijas darbi, kuros risinātas šīs problēmas, ko nosacīti var saukt par alternatīviem risinājumiem. Pirmais un galvenais risinājums – maksimāli palielināt skrejceļa garumu tā, lai tas būtu ekonomiski lietderīgi un maksimāli pietiekami, lai apstātos pacelšanās pārtraukšanas gadījumos jeb bremsēšanas etapā. Papildus tam dažiem operatoriem pieejama speciāla programatūra, kas var aprēķināt nepieciešamo skrejceļa garumu, pazeminot dzinēja jaudu par noteiktu procentu. Šādas alternatīvas trūkums ir tāds, ka aprēķins ir statisks (noteikts pirms uzlidošanas un nemainās laika gaitā), kas jebkurā gadījumā prasa lielāku skrejceļa rezervi nekā piedāvātais risinājums un galvenokārt ir lietojams diezgan garos skrejceļos (> 3 km). Otrais trūkums – krietni palielinās lidostas būvēšanas un ekspluatācijas izmaksas, kas ierobežo iespējamību atrast vietu, kur to uzbūvēt (it īpaši galvaspilsētās). Trešais trūkums – pilotam patstāvīgi (vizuāli) jālieto bremsēšanas spēks, lai izdarītu to droši un sabremzētu nepieciešamajā punktā (jeb pēcbremzēšanai jālieto dzinēju spēks, lai piebrauktu pie nobraukšanas joslas, kā tas visbiežāk arī notiek pašlaik. Tas savukārt rada lielāku GK resursu izmantošanu (bremzes, degviela, dzinēja ilgumžība u. tml.).

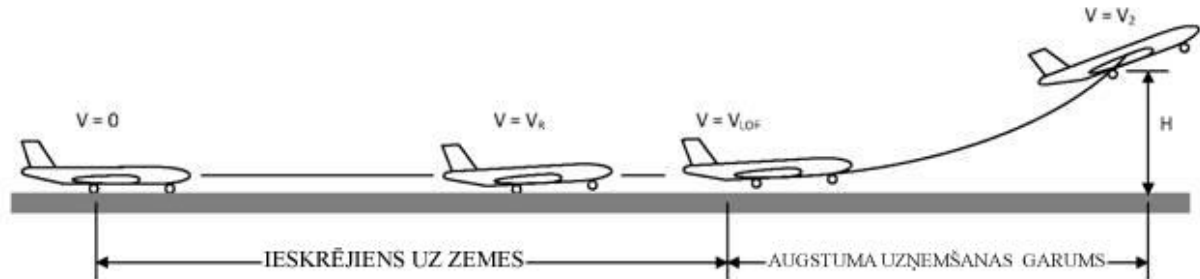
Otra alternatīva – *ILS Cat IIIc* sistēma. Šādu variantu gan nevar pilnvērtīgi nosaukt par alternatīvu metodi, jo instrumentāla nosēdināšana pēc *Cat III* noteikumiem vispār neņem vērā GK atrašanās vietu uz skrejceļa un tā garumu (izņemot to, ka nosēšanās etapā palīdz nosēsties noteiktā punktā skrejceļa sākumā). Ja lidlauks un lidmašīna aprīkota ar attiecīgu aprīkojumu (un tie ir sertificēti), tad sistēma ļauj nosēsties pilnīgi automātiskā režīmā (*Autoland* funkcija). Pacelšanās etapā sistēma nepiedalās. Darbā minēta teorētiska iespēja

realizēt šo funkciju arī ar *GPS* uztvērēja palīdzību, kas iebūvēts darbā izstrādātajā prototipā, tomēr galvenā promocijas darba ideja ir optimizēt pacelšanās un nosēšanās etapus un kontrolēt pacelšanās/bremzēšanas skrejceļa garumu, nevis izveidot alternatīvu jau eksistējošam metodēm un sistēmām. Jāpiemin, ka lidmašīnās gandrīz vienmēr ir arī automātiskā bremzēšanas sistēma (visbiežāk ar trīs iespējamiem režīmiem – *Low/Mid/High*), taču abos iepriekš minētajos gadījumos sistēmas lieto noteiktu bremzēšanas spēku, neņemot vērā laika apstākļus, GK stāvokli un iespējamību racionālāk izmantot lidmašīnas resursus, ko piedāvā promocijas darba gaitā izstrādātā metodoloģija. Turklāt *ILS* sistēmas, kas paredzētas *Cat III* kategorijas nosēšanās procesam, ir neievērojami sarežģītākas un dārgākas, salīdzinot ar darbā piedāvāto metodi.

# 1. PACELŠANĀS UN NOSĒŠANĀS DINAMIKA UN KINEMĀTIKA

## 1.1. Lidmašīnas pacelšanas

Par pacelšanos tiek saukta paātrināta lidmašīnas kustība no ieskrējiena sākuma līdz augstuma  $H$  sasniegšanai.



1.3. att. Lidmašīnas pacelšanās shēma.

Normāla pacelšanās sastāv no trijiem etapiem (1.3.att.): ieskriešanās un ātruma uzņemšanas ar pacelšanos (posms jau gaisā).

Salīdzinājumā ar cita tipa lidaparātiem, lidmašīnai ir visgarākā laika izteiksmē un pati sarežģītākā fāze pacelšanās vadības organizācijas ziņā. Pacelšanās iesākas no kustības uzsākšanas momenta pa ieskrējiena – nolaišanās skrejceļu (PNJ) ieskrējienam un izbeidzas pārejas augstumā.

Ir vairāki lidmašīnas pacelšanās veidi:

- Pacelšanās ar nobremzētu lidmašīnu. Dzinēji tiek ieslēgti maksimālās vilkmes režīmā, kuras laikā lidmašīna tiek turēta uz bremsēm, kad dzinēji ir sasnieguši noteikto režīmu, bremzes tiek atlaistas un sākas ieskrējienam.
- Pacelšanās ar nobremzētu lidmašīnu. Dzinēji tiek ieslēgti maksimālās vilkmes režīmā, kuras laikā lidmašīna tiek turēta uz bremsēm, kad dzinēji ir sasnieguši noteikto režīmu, bremzes tiek atlaistas un sākas ieskrējienam.
- Pacelšanās bez apstāšanās (angliski: *rolling start*), «gaitā». Dzinēji sasniedz nepieciešamo režīmu stūrēšanas gaitā no stūrēšanas ceļņa uz PNJ un tiek pielietota pie intensīvas lidojuma slodzes aerodromā.
- Pacelšanās ar speciālu līdzekļu pielietojumu. Visbiežāk tā ir pacelšanās no aviācijas bāzes kuģu klāja, apstākļos, kad ir ierobežots PNJ garums. Šādos gadījumos īsais ieskrējienam tiek kompensēts ar tramplīniem, katapultu iekārtām, papildus cietās degvielas raķešu dzinējiem, ar automātiskiem šasijas riteņu noturētājiem.
- Lidmašīnu ar vertikālo vai sāīsīnātu pacelšanos (piem. Pilatus PC-6).
- Pacelšanās no ūdens virsmas.

Pacelšanās skaitās kā viens no pašiem sarežģītākajiem un bīstamākajiem lidojuma etapiem: pacelšanās laikā var iziet no ierindas dzinēji, strādājot ar maksimālo siltuma un mehānisko slodzi, lidmašīna (attiecībā pret citām lidojuma fāzēm) ir maksimāli uzpildīta ar degvielu un lidojuma augstums ir vēl neliels. Vislielākā aviācijas katastrofa aviācijas vēsturē ir notikusi tieši pie pacelšanās (sadursme pacelšanās laikā Los-Rodeos lidostā 1977. gada 27. martā).

Konkrēti pacelšanās noteikumi katram gaisa kuģu veidam ir aprakstīti lidmašīnas lidojumu ekspluatācijas instrukcijā. Korektīvas var ienest izejas shēmas, īpaši apstākļi (piemēram trokšņa ierobežojuma noteikumi), bez tam vēl ir spēkā vairāki vispārīgi nosacījumi.

Ieskrējienam dzinējus parasti iestāda pacelšanās režīmā. Tas ir ārkārtas režīms, un lidojuma ilgums tajā ir ierobežots ar dažām minūtēm. Dažreiz, (ja to pieļauj joslas garums) pie pacelšanās ir pieļaujams nominālais režīms. Visbiežāk pie pacelšanās dzinējus iestāda nominālajā režīmā, tieši, lai pazeminātu trokšņu līmeni, ja lidosta atrodas tieši apdzīvotās vietās tuvumā un lidojuma maršruts atrodas virs dzīvojamajiem kvartāliem.

Katram gaisa kuģim pirms lidojuma ir jāveic pirmslidojuma sagatavošana. Lidmašīna tiek sagatavota tādiem apstākļiem, kādos tai ir jāveic pacelšanās. Piemēram, ja ir prognozējams apledošums, lidmašīnu apstrādā ar pretapledošanas šķidrums.

Pirms katras pacelšanās stūrmanis (ja tāds ir) vai otrais pilots aprēķina ātrumu ( $V_I$ ), lai varētu pieņemt lēmumu, līdz kuram var būt droši pārtraukta pacelšanās un lidmašīna var tikt apstādināta PNJ robežās. Aprēķinot  $V_I$ , ņem vērā lielu faktoru daudzumu, tādu, kā: PNJ garums, tā stāvoklis, segums, slīpums, aerodroma augstums virs jūras līmeņa, meteoroloģiskie apstākļi (vējš, temperatūra), lidmašīnas krava, centrējums un citi. Gadījumā, ja traucējums ir noticis pie ātruma, kas lielāks par  $V_I$ , vienīgais pareizais lēmums ir turpināt pacelšanos un pēc tam veikt nolaišanos.

Lielākā daļa civilās aviācijas lidmašīnu tipi ar vairākiem dzinējiem ir konstruēti tādā veidā, ka, ja pat pie pacelšanās iziet no ierindas viens no dzinējiem, tad pārējo jauda būs pietiekama, lai varētu mašīnai dot iespēju sasniegt drošu ātrumu, pacelties minimālajā augstumā, no kuras var iziet uz glisādi un veikt nosēšanos.

Pirms pacelšanās, pilots iestāda lidmašīnas mehanizāciju noteiktajā stāvoklī, lai palielinātu cēlējspēku un tai pašā laikā minimāli radītu pretestību lidmašīnas ieskrējienam. tas samazina ieskrējiena garumu un dod iespēju atrauties no joslas ar mazāku ātrumu. Vēlāk, saņemot atļauju no avio dispečera, pilots iestāda dzinējiem pacelšanās režīmu un atbrīvo riteņu bremzes un lidmašīna sāk ieskrējienu. Ieskrējiena laikā pilota galvenais uzdevums ir turēt mašīnu stingri pa PNJ ass līniju, nedodot iespēju sāniskai lidmašīnas novirzei. Īpaši svarīgi tas ir pie sānu vēja.

Līdz zināmam ātrumam virziena aerodinamiskā stūre nav efektīva un stūrēšana ir jāveic ar vienas no šasijas balsta piebremzēšanu. Sasniedzot ātrumu, pie kura virziena stūre kļūst efektīva, vadīšana veicama ar virziena stūri. Šasijas priekšējais balsts ieskrējiena laikā parasti ir iestādīts mazu pagrieziena leņķu režīmā (gaisa kuģa pagriezieni ar tās palīdzību tiek veikta stūrējot pie maza ātruma lidlaukā). Kad pacelšanās ātrums ir jau sasniegts, pilots mierīgi pievelk stūri pie sevis un palielina pacelšanās leņķi. Lidmašīnas priekšgals paceļas un pēc tam visa lidmašīna atraujas no zemes.

Tūlīt pēc atrašanās, lai samazinātu frontālo pretestību (augstumā ne mazākā par 5 metriem), ievelkama šasija (ja tā ir ievelkama) un izlaižamie lukturi (ja tādi ir), pēc tam veicama pakāpeniska spārnu mehanizācijas sakārtošana. Pakāpeniska sakārtošanu nosaka nepieciešamība pakāpeniski samazināt spārnu celtspēju. Ātra spārnu mehanizācijas sakārtošana var novest pie bīstamas lidmašīnas augstuma zaudēšanas. Ziemas laikā, kad lidmašīna ielido relatīvi siltos gaisa slāņos, kuros krīt dzinēju efektivitāte, augstuma zudums var būt sevišķi liels. Apmēram pēc tāda scenārija notika lidmašīnas «Ruslan» katastrofa Irkutskā. šasijas ievilkšanas kārtība un spārnu mehanizācijas sakārtošana ir stingri reglamentēta LEN (lidojumu ekspluatācijas norādījumos) katram lidmašīnu tipam.

Tūlīt, ka ir sasniegts pārejas augstums, pilots iestāda noteikto “standarta” spiedienu (760 mm dz.st.). Lidostas ir izvietotas dažādos augstumos, bet gaisa transporta vadība ir veicama vienotā sistēmā, tādēļ, pārejas augstumā pilotam ir jāpāriet augstumu atzīmju sistēmā virs jūras līmeņa (VJL). Tāpat pārejas augstumā dzinējiem iestāda nominālo darbības režīmu. Pēc tam pacelšanās etaps tiek uzskatīts par pabeigtu un sākas nākamais lidojuma etaps: augstuma uzņemšana.

### **Pacelšanās profils un elementi**

Ieskriešanās – tas ir pacelšanās sākšanas periods, kurš ietver sevī lidmašīnas paātrinātu pārvietošanos pa zemi, kas nepieciešama lai sasniegtu tādu ātrumu, pie kura spārni izraisa cēlējspēku, kas ir spējīgs atraut lidmašīnu no zemes.

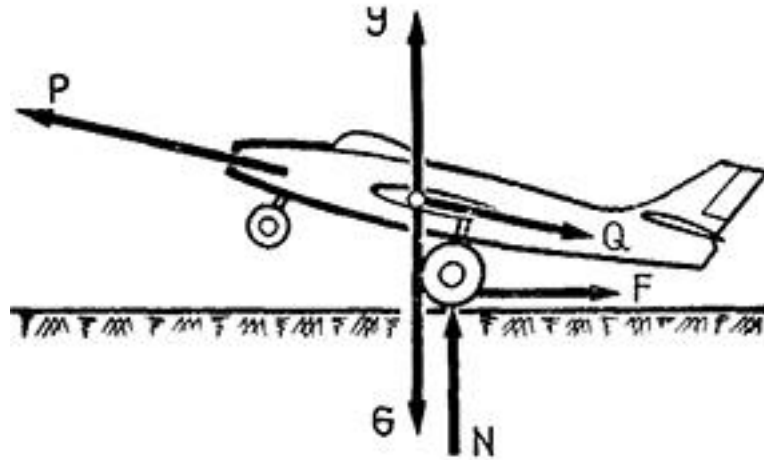
Mūsdienu lidmašīnās, kas ir aprīkotas ar trijām riteņu šasijām, ieskrējieni tiek izpildīti sekojošā veidā.

Pirms ieskriešanās, noturot lidmašīnu uz vietas ar šasijas galveno riteņu bremžu palīdzību, lidotājs pakāpeniski palielina dzinēju vilkmi līdz maksimālajai un pēc tam atlaiž bremzes un lidmašīna uzsāk kustību uz visiem šasijas riteņiem. Kad lidmašīnas ātrums sasniedz tādu lielumu, pie kuras augstuma stūre kļūst pietiekami efektīva, lidotājs pievelkot vadības sviru uz



savu pusi, palielina spārna sagāzuma leņķi un atrauj no zemes priekšējo riteņi. Tālākā lidmašīnas kustība līdz atrašanās brīdim notiek uz šasijas galvenajiem riteņiem.

Priekšējā riteņa atrašana ir nepieciešama, lai piedotu lidmašīnai pacelšanās sagāzuma leņķi. Ieskrējiena procesa laikā lidmašīnas ātrums palielinās no 0 līdz atrašanās ātrumam. Tādā veidā, ieskrīšanās ir taisnvirziena paātrināta kustība ar nelīdzsvarotu ārējo spēku iedarbību.



1.4. att. Spēku shēma, kas iedarbojas uz lidmašīnu ieskrīenoties.

Pacelšanās tehnika lidmašīnai ar pakalējo riteņi atšķiras no pacelšanās tehnikas ar priekšējo riteņu šasiju ar to, ka ieskrējiena sākumā lidotājs, sasniedzot ātrumu, pie kura augstuma stūre kļūst efektīva, atvirzot sviru no sevis, nolaiž fizelāžu līdz horizonta līnijai un tādā veidā izpilda ieskrējieni. Kad lidmašīnas ātrums sasniedz atrašanās ātrumu, lidotājs nedaudz pievelk vadības sviru pie sevis un atrauj lidmašīnu no zemes un 1 – 1,5 m augstumā izpilda lidmašīnas ieskrējieni līdz pacelšanās ātrumam. Pēc tam lidmašīna tiek pārvesta augstuma uzņemšanas režīmā.

Uz lidmašīnu ieskrējiena laikā iedarbojas sekojoši spēki (1.4.att.):

- dzinēju iekārtas vilkmes spēks  $P$ ; no ieskrējiena sākuma tā lielums ir maksimālais, bet pēc tam, palielinoties ātrumam, pakāpeniski samazinās; lidmašīnām ar virzuļu dzinējiem vilkmes spēka samazinājums ieskrējiena laikā ir ievērojamāks nekā lidmašīnām ar TRD;
- lidmašīnas smaguma spēks  $G$ ; pēc lieluma ir nemainīgs, vērsts uz leju;
- cēlējspēks  $Y$ ; ieskrējiena sākumā tas ir vienāds ar nulli, bet ieskrējiena beigās, pie atrašanās sasniedz lidmašīnas svara lielumu;
- frontālās pretestības spēks  $Q$ ; pieaug ieskrējiena gaitā no nulles līdz zināmai robežai (atkarībā no sagāzuma leņķa, ātruma, lidojuma augstuma);
- normālais zemes reakcijas spēks  $N$ ; ieskrējiena sākumā tas ir vienāds ar lidmašīnas svaru, bet pieaugot ātrumam un palielinoties cēlējspēkam samazinās līdz nullei pie atrašanās no zemes;
- pneimatisko ierīču berzes spēks pret grunti  $F$ ; atkarīgs no riteņu berzes koeficienta pret zemi un no spēka  $N$ :

$$F = N * f \quad (1.1)$$

kur:  $f$  - berzes koeficients;  
 $N$  - riteņu reakcijas spēks.

Lidmašīnas smaguma centra kustības vienādojums pie ieskrējiena ir šāds:

$$P - Q - F = \frac{G}{g} i_x \quad (1.2)$$

$$Y - G + N = 0 \quad (1.3)$$

kur:  $i_x = \frac{dv}{dt}$  - kustības paātrinājums;  
 $P$  - dzinēju iekārtas vilkmes spēks;  
 $Q$  - frontālās pretestības spēks;

$F$  - pneimatisko ierīču berzes spēks pret grunti;  
 $G$  - lidmašīnas smaguma spēks;  
 $g$  - brīvās krišanas paātrinājums,  $m/s^2$ ;  
 $Y$  - cēlējspēks;  
 $N$  - normālais zemes reakcijas spēks.

No vienādojuma izriet, ka kustības virzienā darbojas nelīdzsvarots spēks, kas ir vienāds ar spēku  $P - (Q + F)$  starpību un izraisa kustības paātrinājumu. Ātruma pieaugums pie ieskrējiena notiks jo ātrāk, par tik, cik ir lielāka šī nelīdzsvarotā spēka vērtība.

Berzes spēka lielums pret zemi ir vienāds ar:

$$F = f * N = f (G - Y) \quad (1.4)$$

No formulas ir redzams, ka berzes spēks ieskrējiena beigās paliek nulle, jo pie atraušanās no zemes  $G = Y$ .

Paātrinājums pie ieskrējiena saskaņā ar vienādojumu (1.2) var tikt izteikts ar formulu:

$$i_x = g \frac{P - [Q + f(G - Y)]}{G} \quad (1.5)$$

vai

$$i_x = g \frac{P - (Q + F)_{vid}}{G} \quad (1.6)$$

Tā, kā vilkmes spēks ieskrējiena procesā mainās nenozīmīgi, bet frontālās pretestības spēks  $Q$  pie ātruma palielināšanās pieaug apmēram tādā pašā mērā, kā samazinās spēks  $P$ , paātrinātais spēks ieskrējienā arī izmainās nenozīmīgi. No teiktā ir secināms, ka paātrinājums pie ieskrējiena saglabājas konstants ( $i_x = const$ ), t.i. ieskrējieni ir vienmērīgi paātrināta lidmašīnas kustība.

Reālos apstākļos vidējais paātrinājums ir stipri atkarīgs no berzes koeficienta, kurš mainās atkarībā no pacelšanās joslas stāvokļa.

Aprēķiniem var pieņemt:

$$f^1 = \frac{(Q + F)_{vid}}{G} \quad (1.7)$$

kur:  $f^1$  - berzes koeficienta noapaļota vērtība dažādām pacelšanās joslām.

1.2. tabula

Apkopoti berzes koeficienta lielumi dažādām pacelšanās joslām

| Virsmas                  | $\mu$ - Tipiskie lielumi                                  |   |
|--------------------------|---|---|
|                          | Ritēšana, bremzes nav<br>Grunts pretestība<br>Koeficients | Bremzes darbojas<br>Riteņu bremzēšanas<br>koeficients |
| Sausa betons/Asfalts     | 0.02 - 0.05   | 0.3 - 0.5   |
| Slapjš betons/Asfalts    | 0.05  | 0.15 - 0.3  |
| Apledojis betons/Asfalts | 0.02  | 0.06 - 0.1  |
| Cieta grunts             | 0.05  | 0.4   |
| Stabila grunts           | 0.04  | 0.3   |
| Mīksta grunts            | 0.07  | 0.2   |
| Slapja zāle              | 0.08  | 0.2   |

### Lidmašīnas atraušanās

Ieskrējiena beigās lidmašīna iegūst tādu ātrumu, kad tās nesošās konstrukcijas rada cēlējspēku, kas ir vienāds ar lidmašīnas svaru un lidmašīna atraujas no zemes.

Lidmašīnas pacelšanos virs zemes sauc par atraušanos. Lidmašīnas cēlējspēks kļūst lielāks par lidmašīnas svaru un lidmašīna, kas ir atrāvusies no zemes turpina palielināt ātrumu un pāriet pie augstuma palielināšanas.

Lidmašīnas ātrumu, pie kura tā atraujas no zemes, sauc par atraušanās ātrumu un to nosaka pēc formulas:

$$v_{atr} = \sqrt{\frac{2G}{C_{y_{atr}}\rho S}} \quad (1.8)$$

kur:  $G$  - lidmašīnas smaguma spēks;  
 $C_{y}$  - cēlējspēka koeficients;  
 $\rho$  - gaisa blīvums;

$S$  - raksturīga platība ar mehanizāciju,  $m^2$ ;

Drošības nolūkos cēlējspēka koeficients  $C_{y_{atr}}$  tiek samazināts nedaudz attiecībā pret  $C_{y_{max}}$  un pie atraušanās sastāda  $0,8 - 0,85 C_{y_{max}}$ .

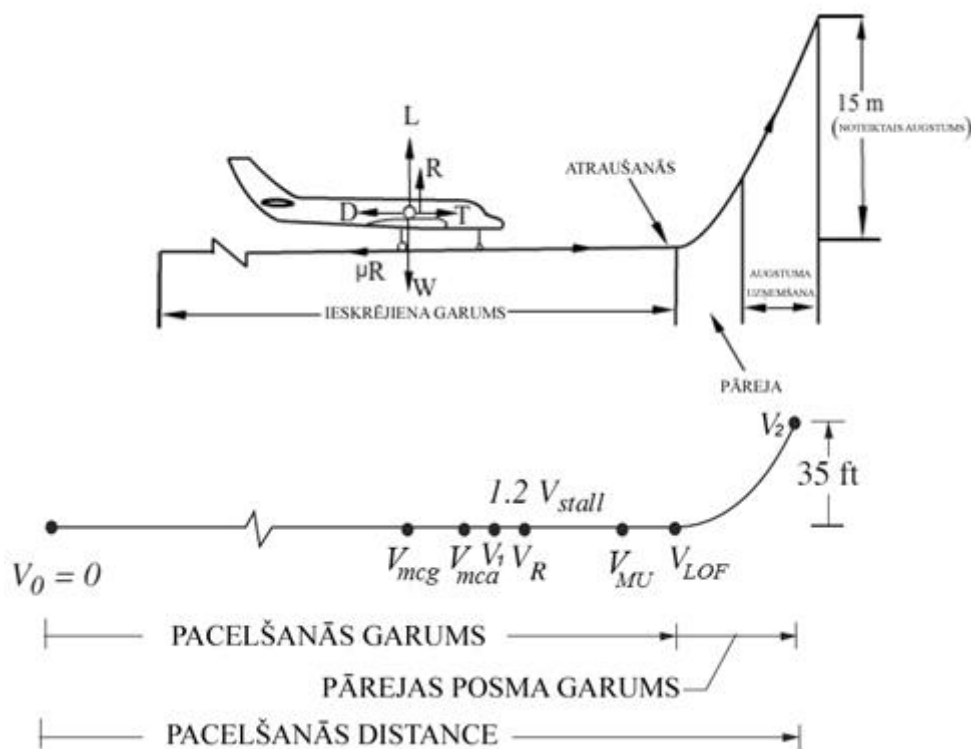
No formulas (1.8) ir redzams, ka atraušanās ātrums ir atkarīgs no īpatnējās slodzes uz spārnu  $G/S$  un gaisa blīvuma  $\rho$ .

Uz atraušanās ātruma lielumu lielu iespaidu atstāj pacelšanās izpildīšanas tehnika. Ar nolūku samazināt ieskrējiena ceļa garumu, dažreiz tiek pielietota lidmašīnas atraušanās pie mazāka ātruma, kādēļ ieskrējiena beigās, kad lidmašīna ir uzņēmusi noteiktu ātrumu (atbilstošu  $V_{min}$ ), lidotājs krasi izvada lidmašīnu uz sagāzuma leņķi, kas ir tuvu kritiskajam (tā saucamā pacelšanās ar uzraušanu). Cēlējspēks pieaug un lidmašīna atraujas. Bet pie tam, ātrums samazinās līdz  $V_{min}$  un pazeminās noturības un vadāmības raksturlielumi un lidojums kļūst nedrošs.

### Ieskrējiena garums

Par ieskrējiena garumu sauc ceļu, ko veic lidmašīna no starta līdz atraušanās punktam no zemes. Ieskrējiena garums ir viens no galvenajiem lidmašīnu raksturojošiem lielumiem, pēc kā tiek noteikts nepieciešamais pacelšanās un nosēšanās skrejceļa garums.

Pacelšanās attālums ( $S$ ,  $TOFL$ ) ietver ieskrējiena distanci ( $S_g$ ,  $STOG - Ground Run$ ), kuras laikā tiek sasniegts atraušanās ātrums ( $V_{LOF}$ ), un pacelšanos pirmā gaisa segmentā ( $S_a$ ,  $STOA - Airborne distance$ ), kuras laikā tiek sasniegts droša augstuma uzņemšanas ātrums ( $V_2$ ). Minimālais normatīvajos dokumentos noteiktais augstums (parasti  $h = 11 \text{ m (35ft)}$ ) -  $CS-25$  (*Certification Specifications for Large Aeroplanes*) vai  $15 \text{ m}$  -  $CS-23$ , atkarīgs no lidmašīnas tipa).



1.5. att. Svarīgākie pacelšanās momenti un garumi.

- $V_{mcg}$  – minimālais vadāmības ātrums uz zemes;
- $V_{mca}$  – minimālais vadāmības ātrums gaisā (t. s. atrašanās ātrums, atraujoties no zemes);
- $V_1$  – lēmuma pieņemšanas ātrums (kritiskais dzinēja noslodzes ātrums);
- $V_R$  – atrašanās ātrums  $L \geq W$  (dod iespēju droši pacelt priekšgala ritenus nozemes);
- $V_{MU}$  – minimālais saķeres ātrums, saskaroties zemei;
- $V_{LOF}$  – minimālais atrašanās ātrums;
- $V_2$  – pacelšanās pacēluma leņķa drošības ātrums.

Svarīgākie no tiem ir: lēmuma pieņemšanas ātrums –  $V_1$  (iespējams gan turpināt, gan pārtraukt pacelšanos); atrašanās ātrums –  $V_{LOF}$  jeb  $V_{atr}$  (iespējams droši atrauties no skrejceļa); pacelšanās ātrums –  $V_2$  (iespējams droši tupināt sākotnējo augstuma uzņemšanu).

Apskatot lidmašīnas ieskrējieni kā vienmērīgi paātrinātu kustību ar paātrinājumu  $t_{vid}$ , var secināt (pie bezvēja), ka vidējais ieskrējiena laiks ir:

$$t_{vid} = \frac{v_{atr}}{i_{vid}} \quad (1.9)$$

kur vidējais ātrums ir:

$$v_{vid} = \frac{v_{atr}}{2} \quad (1.10)$$

Ņemot vērā ieskriešanās garumu  $L_{ieskr}$ :

$$L_{ieskr} = v_{vid} * t \quad (1.11)$$

tiek iegūts:

$$L_{ieskr} = \frac{v_{atr}^2}{2i_{vid}} \quad (1.12)$$

Kā izriet no 1.12. formulas, ieskrējiena garums galvenokārt ir atkarīgs no atrašanās ātruma un vidējā paātrinājuma ieskrējiena laikā.

Aptuvenam novērtējumam atsevišķu parametru ietekmei var izmantot šādu formulu:

$$L_{ieskr} = \frac{v_{atr}^2}{2g \left( \frac{P_{vid}}{G} - f \right)} \quad (1.13)$$

kur:  $P_{vid}$  - lidmašīnas vilkmes spēja;  
 $f$  - berzes koeficients.

### Dažādu ekspluatācijas un konstruktīvo faktoru ietekme uz lidmašīnas ieskrējieni

**Spēka iekārtas vilkmes spēka ietekme.** Palielinot vilkmes spēku  $P$  palielinās paātrinātais spēks [ $P - (Q + F)$ ], kā rezultātā palielinās paātrinājums un lidmašīna ātrāk (mazākā ceļa garumā) uzņem ātrumu, kas vienāds ar atrašanās ātrumu. Ar to ir saistīta dzinēja viena vai otra režīma izmantošana. Parasti pacelšanos veic pacelšanās režīmā, t.i. lielākās vilkmes (jaudas) režīmā.

Vilkmes palielināšana par 25% (pārejot uz pacelšanās režīmu vai forsāžu) samazina ieskrējiena garumu uz cietas grunts par 20 – 25%. Lai samazinātu ieskrējiena garumu, dažu tipu lidmašīnām pie pacelšanās tiek pielietoti starta paātrinātāji kas ir ŠRD vai pulvera raķetes. Tie īslaicīgi (10 – 15 sekunžu laikā) rada papildus ievērojamu vilkmes palielinājumu un tādā veidā samazina ieskrējiena garumu un laiku.

Lidmašīnu ar TRD atrašanās ātrums no reaktīvo dzinēju darbības režīma nav atkarīgs, bet lidmašīnām ar virzuļu dzinējiem (un arī ar turbopropelleru) tas var samazināties uz paceļošo virsmu papildus apgaisošanas palielinājuma efektivitātes no skrūvju plūsmas, kā rezultātā palielinās  $C_{YMAX}$ .

**Pacelšanās svāra ietekme** uz ieskrējiena garumu atsaucas divos veidos. Tā palielināšana palielina atrašanās ātrumu (ir nepieciešams lielāks cēlējspēks) un samazinās paātrinājums (lidmašīna kļūst inertāka un nedaudz pieaug pretestība). Gan viens, gan otrs palielina ieskrējiena garumu.

**PNJ virsmas stāvokļa ietekme** ir saistīta ar riteņu berzes esamību pret pacelšanās joslu. Pie irdenas, mīksta grunts berzes spēks palielinās, bet paātrinošais spēks  $[P - (Q + P)]$  samazinās, kā rezultātā samazinās paātrinājums un ieskrējiena garums palielinās.

Berzes spēks, ko izsaka berzes koeficients  $f$  ir atkarīgs no slodzes uz riteņiem un aerodroma virsmas stāvokļa.

Jo mazāks ir berzes koeficients, jo mazāks ir berzes spēks  $F$  un paātrinošais spēks pieaug, kas samazina ieskrējiena garumu. Tāpēc pacelšanās riteņu izmantošana skrejceļiem ar cietu segumu ir viens no veidiem, kā samazināt ieskrējiena garumu.

**Spārnu mehānizācijas ietekme.** Pirms pacelšanās lielākajai daļai mūsdienu lidmašīnu tiek izlaista spārnu mehānizācija pacelšanās stāvoklī, lai palielinātu pacelšanās spēka koeficienta maksimālo lielumu. Pie tam, pacelšanas spēks, kas ir nepieciešams atrašanās ātruma. Lai sasniegtu mazāko ātrumu ir arī nepieciešams mazāks ieskrējiena garums.

**Vēja virziena un ātruma ietekme.** Ātrums, pie kura izveidojas nepieciešamais cēlējspēks, sastāda lidmašīnas ātrumu attiecībā pret gaisa plūsmu. Pie pretvēja atrašanās ātrums summējas no lidmašīnas ātruma attiecībā pret zemi  $v_{cel}$  un vēja ātrumu  $\omega$ :

$$v = v_{cel} + \omega \quad (1.14)$$

No tā izriet, ka ieskrējienam ir izdevīgi veikt pret vēju, jo šajā gadījumā gaisa plūsmas ātrums lidmašīnai, šajā gadījumā, ir vienāds ar starpību starp tās kustības un vēja ātrumu.

Pie pacelšanās pa vējam, ieskrējiena garums palielinās, jo gaisa plūsmas ātrums lidmašīnai šajā gadījumā ir vienāds ar starpību starp kustības ātrumu un vēja ātrumu:

$$v = v_{cel} - \omega \quad (1.15)$$

Tādā nolūkā, lai samazinātu lidmašīnas ieskrējiena ceļa garumu, startēšanu uzsāk tādā veidā, lai pacelšanās būtu pret vēju.

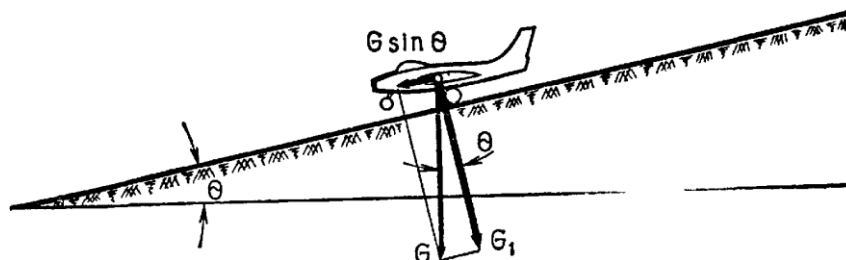
**Spiediena un gaisa temperatūras ietekme.** No spiediena lieluma un atmosfēras gaisa temperatūras ir atkarīgs atrašanās ātrums un dzinēja vilkmes spēks.

Samazinoties spiedienam, palielinās atrašanās ātrums, un vilkmes spēks samazinās, kā rezultātā palielinās ieskrējiena garums. Paaugstinoties ārējā gaisa temperatūrai, ieskrējiena garums palielinās, jo palielinās atrašanās ātrums un samazinās vilkme. Tas notiek samazinoties gaisa blīvumam  $\rho$  pie temperatūras celšanās. Lidmašīnām ar TRD var aptuveni uzskatīt, ka par temperatūras novirzi par  $1^\circ$  par  $1\%$  izmainās ieskrējiena ceļa garums.

**Pacelšanās skrejceļa slīpums.** Ja skrejceļam ir slīpums ar leņķi  $\theta$  (1.6.att.), tādā gadījumā paātrinājums pie ieskrējiena atšķirsies no paātrinājuma pie horizontāla ieskrējiena par lielumu  $g \cdot \sin\theta$ , tad:

$$i_{vid} = i_{vid,kabns} \pm g \cdot \sin\theta \quad (1.16)$$

Skrejceļa slīpuma leņķis neietekmē atrašanās ātrumu un izpaužas tikai pie paātrinājuma, tādējādi arī uz ieskrējiena garumu.



1.6. att. Lidmašīnas pacelšanās no slīpa skrejceļa

## Pārtraukta pacelšanās

### Lēmums

Lielākā daļa pilotu ļoti reti sastopas ar pārtrauktu pacelšanos. Patiesībā, statistika, kas ir vākta pārtrauktas pacelšanās pētniecībā, parāda to, ka pilots, kurš lido sešas līdz astoņas reizes dienā reģionālajos lidojumos, sastapsies ar pārtrauktu pacelšanos vidēji reizi septiņos gados. Tālo lidojumu pilots, sastapsies ar atceltu pacelšanos vēl retāk – reizi divdesmit gados. Tas nozīmē to, ka pasākums, kas notiek tik reti parasti tiek uzskatīts par nesvarīgu. Līdz ar to ir jāpievērš īpaša uzmanība lēmuma pieņemšanai – vai turpināt pacelšanos, vai arī pārtraukt to.

Lēmums par pacelšanās pārtraukšanu, kurš tiek pieņemts ātrumā *VI*, parasti tiek pieņemts par vēl lielākajā gadījumu skaitā. Lielākā daļa aviācijas negadījumu, kas ir saistīti ar GK skrejceļa nepietiekamību notiek gadījumos, kad lēmums par pārtraukšanu tiek pieņemts ātrumā, kas ir septiņu mezglu robežās zem *VI* ātruma. Lielākajā notikumu gadījumā, veiksmīgāks iznākums būtu sasniegts gadījumā, ja tomēr tiktu turpināta pacelšanās. Pie cēloņiem, kuru rezultātā notiek negadījumi, kuri ir saistīti ar neatraušanos no zemes skrejceļa robežās, tiek pieskaitāma lēna pilotu reakcija, kā arī sliktas lēmuma pieņemšanas spējas. Tāpēc ir lielā mērā nepieciešams pilotiem pārzināt situācijas, kurās ir jāpārtrauc pacelšanās, un situācijas, kurās pacelšanās ir jāturpina, pirms „spiest gāzi grīdā”.

### Lēmuma pieņemšanas laiks

Pacelšanās garums ir saistīts ar GK spēju atrauties no zemes un sasniegt nepieciešamus pacelšanās parametrus ar pēkšņi atteikto vissvarīgāko dzinēju, kā arī spēju veiksmīgi apstāties atlikušajā skrejceļa posmā ar noteiktu GK masu. Šīs divas spējas nosaka to, kāds būs *VI* ātrums, noteiktajam GK ar noteiktu pacelšanās masu, noteiktajā lidostā.

FAR Part1 definē *VI* kā „maksimālais ātrums pacelšanās posmā, pie kura pilotam ir jāveic pirmās darbības GK bremsēšanai”, jeb „minimālais ātrums, pēc kritiskā dzinēja atteices, pie kura pilots var turpināt pacelšanos un sasniegt nepieciešamo augstumu virs pacelšanās virsmas iekš pacelšanās distancēs”. Tātad saskaņā ar pirmo definīciju ir skaidrs, ka *VI* nav lēmuma pieņemšanas ātrums, bet gad rīcības ātrums. Lēmums par pacelšanās pārtraukumu var novest pie skrejceļa pārsniegšanu.

Pētīšanās rezultātā tika secināts, ka vidēji pilotam ir nepieciešamas no trīs līdz septiņas sekundes, lai pārtrauktu pacelšanos un veikt nepieciešamās darbības. Ja lēmums par pacelšanās pārtraukšanu tiek pieņemts pie ātruma *VI*, GK paātrināsies līdz *VI* un tādējādi pārsniedzot attālumu, pie kura vēl ir iespējams sabremzēt. Ja pirmā bremsēšanas rīcība tiks veikta pēc *VI*, bremsēšanas distance tiks palielināta par 400 pēdām. Ja bremsēšanas distance tika ierēķināta skrejceļa beigās, šajā gadījumā GK šķērsos skrejceļa galu ar 70 mezglu ātrumu, kas savukārt novedīs pie avārijas. Lai saprastu ātrumu *VI*, ir arī jāsaprot, kā tiek aprēķināta paātrināšanas/bremzēšanas distance saistībā ar *VI*.

### Paātrināšanās/bremzēšanas distances

Paātrināšanās/bremzēšanas distances konkrētajam pacelšanās gadījumam nevar pārsniegt skrejceļu un, ja tāds tiek pielietots, bremsēšanas ceļa garumu summu. Lai aprēķinātu paātrināšanās/bremzēšanas distanci konkrētajam gadījumam, piloti izmanto datus, kas ir iegūti vai nu no ražotāja vai arī no pārdevēja, kurš ir piegādājis GK un pats izrēķinājis attālumu, balstoties uz ražotāja datiem. Šie dati nodrošina pilotus ar pacelšanās attālumu, parametriem, kuri ir nepieciešami, lai atrautos no zemes, un paātrināšanās/bremzēšanas distanci konkrētām GK pacelšanās masām.

GK ražotāji nosaka paātrināšanās/bremzēšanas distanci izmantojot datus, kuri ir iegūti no ļoti daudziem praktiskajiem testiem. FAR Part 25 nosaka, ka ražotājiem ir jānosaka paātrināšanās/bremzēšanas attāluma noteikšanas tests no statiska starta, ar pilnu dzinēju jaudu, atrodoties uz maksimālām bremsēm. Tests tiek veikts ar maksimālu bremsēšanu ar bremsēm, kuras ir nonēsātas līdz noteiktam stāvoklim. Īsāk sakot, šī testēšana tiek veikta ar jauniem GK,

ar visām bremsēšanas sistēmām atrodies pieņemamā stāvoklī, no statista startā ar visiem dzinējiem darbodamies maksimālajā jaudā pirms bremžu atlaišanas.

Normālajos GK ekspluatēšanas gadījumos, ne vienmēr tiek nodrošināts optimāls iekārtu stāvoklis, nedz arī pacelšanās tiek uzsākta no statista starta ar visiem dzinējiem uz pilnu jaudu.

Līdz ar to, pirms startēšanas, kas netiek veikta no statistas pozīcijas, paātrināšanās/bremzēšanas attālumam ražotāji pievieno klāt papildu 200 līdz 500 pēdas, salīdzinot ar statistu startu. Bez tam, slapjš vai arī slidens skrejceļš liek samazināt  $V_I$ , lai pietiktu ar paātrināšanās/bremzēšanas distanci, kura tiek norādīta. Dažiem GK  $V_I$  ir samazināts līdz pat 15 mezgliem.

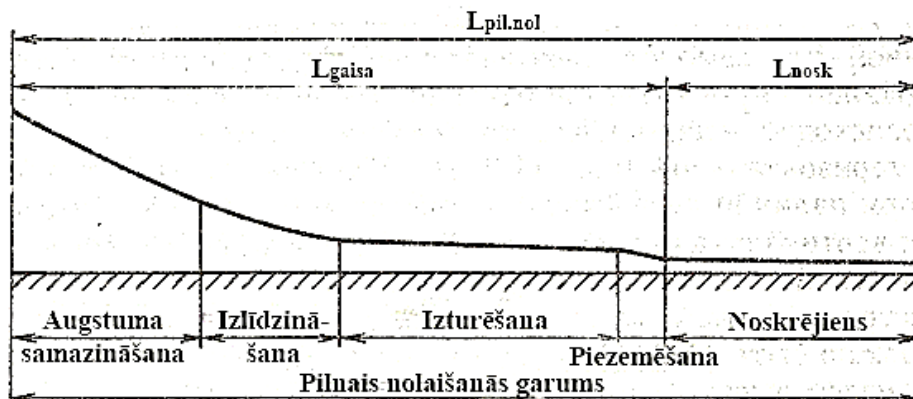
Lidojuma klāja apkalpes komandai ir jāņem vērā, šie faktori, kad tie rēķina pacelšanās datus. Tomēr lidojuma klāja apkalpes komanda bieži vien ignorē šos datus, kas noved pie katastrofām. Pacelšanās režīmu aprēķināšanas kļūdas sastāda cēloņus 20 procentu skrejceļa pārsniegšanas negadījumu gadījumiem. Pietam, trešdaļa no negadījumiem, kas notiek atceļot pacelšanos, sastāda situācijas, kurās ir slapjš skrejceļš.

## 1.2. Lidmašīnas nosēšanas

Nosēšanās ir galvenā, noslēdzošā lidojuma daļa un tā sastāv no diviem galvenajiem etapiem: nosēšanās uzsākšana un pati par sevi nosēšanās. Augstuma samazināšanas un priekšnosēšanās manevrēšanas laikā tiek izpildīta šasijas izlaišana un iepriekšēja eleronu nolaišana; tā rezultātā lidojuma ātrums samazinās līdz nosēšanās iesākšanas ātrumam  $V_{p.nos}$ , bet augstums līdz apmēram 400 m.

Šis nosēšanās augstums tiek uzskatīts par glisādes uzsākšanu, kuru uzsākot eleroni tiek atvirzīti nosēšanās stāvoklī un lidmašīna uzsāk lēnu un vienmērīgu nosēšanos tuvojoties pacelšanās – nolaišanās joslai. Augstums 15 m virs skrejceļa tiek uzskatīts par nosēšanas etapa uzsākšanas beigām.

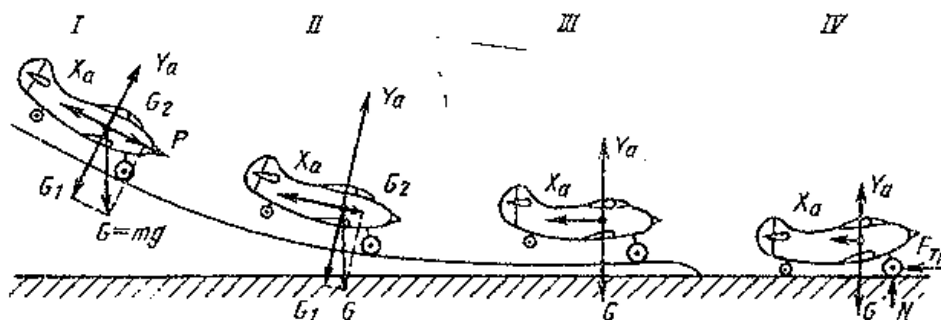
No šī augstuma līmeņa arī tiek iesākta tieša lidmašīnas nosēdināšana. Šajā posmā notiek lidmašīnas tālāka bremsēšana ar vienlaicīgu tās piezemēšanos līdz lēzenai saskarsmei ar pacelšanās – nolaišanās joslu, lidojuma ātrums šajā laikā samazinās līdz nosēšanās ātrumam. Kad ir sasniegts  $V_{nos}$ , pilots pārtrauc stūres atvirzīšanu uz sevi, aerodinamiskā cēlējspēka lielums notiekoša ātruma samazināšanās rezultātā kļūst mazāks par lidmašīnas svaru un lidmašīna nolaižas uz pacelšanās – nolaišanās joslas, skarot to ar šasijas riteņiem. Ar noskrējienu pa pacelšanās-nolaišanās joslu līdz tā pilnīgai apstāšanās izbeidzas nolaišanās etaps. Nolaišanās ir visgrūtākais lidojuma etaps, kas pieprasa augstas pilotāžas iemaņas pilotiem. Arī pie nolaišanās ir jāizpilda tādi manevri, kā pieeja lidlaukam un nolaišanās uzsākšana.



1.7. att. Nolaišanās etapi.

Nolaišanās sastāv no sekojošiem etapiem: augstuma samazināšanas, izlīdzināšanas, izturēšanas, piezemēšanas un noskrējiena (1.7.att.).

*Augstuma samazināšana* – ir paredzēta pie lidmašīnas tuvošanās laikā pie augstuma izlīdzināšanas uzsākšanas ar drošu ātrumu. Augstuma pazemināšana tiek veikta pie konstanta ātruma ar izlaistu šasiju. Eleronu izmantošana samazina lidmašīnas nolaišanās ātrumu. Bet šajā gadījumā piezemēšanās leņķis un lidmašīnas vertikālais nolaišanās ātrums palielinās. Lai sasniegtu lēzenu lidmašīnas nolaišanās trajektoriju, tiek izmantota nolaišanās ar darbojošos dzinēju ar nelielu pozitīvo skrūves vilces spēku. Nolaišanās ātrumu pilotam nosaka lidojumu rokasgrāmata, kas atbilst lidmašīnas tipam, un tā tiek izvēlēta tāda, lai no vienas puses nodrošinātu drošu izlīdzināšanu bez iespējas nonākt sānu sagāzes režīmā, bet no otras puses nepagarināt piezemēšanās distanci.



1.8. att. Spēki, kuri iedarbojas uz lidmašīnu.

Spēki, kuri iedarbojas uz lidmašīnu pie tās augstuma samazināšanas, ir parādīti 1.8.att., I. Trajektorijas virzienā darbojas lidmašīnas frontālās pretestības spēks  $X_a$ , smaguma spēka komponente  $G_2$  un skrūves vilkmes spēks  $P$ , bet virzienā, kas ir perpendikulārs kustības trajektorijai – aerodinamiskais cēlējspēks  $Y_a$  un smaguma spēka komponente  $G_1$ . Tā kā līdz augstuma izlīdzināšanas uzsākšanas lidmašīna pārvietojas regulārā režīmā, tad spēki, kas iedarbojas uz lidmašīnu, tiek savā starpā līdzsvaroti.

*Izlīdzināšana* - tā ir palēnināta lidmašīnas kustība, kas paredzēta, lai dzēstu nolaišanas vertikālo ātrumu. Izlīdzināšanas uzsākšana ir atkarīga no vairākiem faktoriem: lidmašīnas tipa, dzinēja darbības režīma, lidmašīnas pretapledošanas mehānismu izmantošanas u.t.t. Izlīdzināšana parasti tiek pabeigta 1,0...0,75 m augstumā. Izlīdzināšanas veikšanai ar stūres virzīšanu uz sevi tiek palielināts spārna uzplūdes leņķis. Šajā gadījumā aerodinamiskā cēlējspēka lidmašīnai izsauc centrīces spēka rašanos, kas līdzinās ( $Y_a - G_1$ ) un ir vērsts uz augšu, un tā iedarbes rezultātā notiek kustības trajektorijas izliekšanās, kamēr tā nekļūst horizontāla (1.8.att., II). Ja izlīdzināšana tiek veikta pie dzenskrūves vilkmes, tā notiek enerģiskāk, summējoties ar lidmašīnas aerodinamisko cēlējspēku, palielinot centrīces spēku. Izlīdzināšanas beigās dzinēja jauda ir jāsamazina līdz mazās gāzes līmenim vai tam līdžīgam, atkarībā no lidmašīnas tipa.

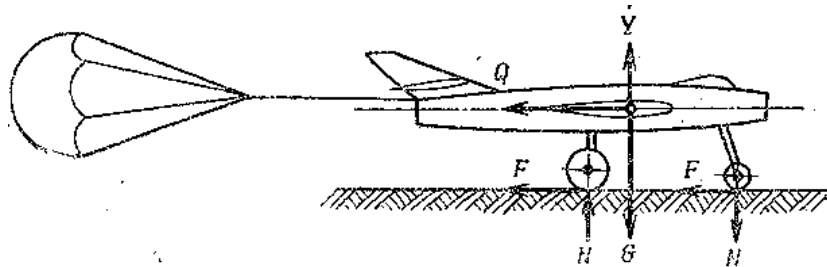
Uzsākot izlīdzināšanu (ņemot vērā uzplūdes leņķa palielināšanos), pieaug arī lidmašīnas frontālais pretestības spēks. Spēku ( $X_a - G_2$ ) starpība veic bremzējošu iedarbību uz lidmašīnu, un tās ātrums samazinās.

*Izturēšana* – tā ir lidmašīnas palēnināta kustība virs zemes 1,0 – 0,25 m augstumā. Tā ir paredzēta, lai pazeminātu lidmašīnas ātrumu līdz nolaišanās ātrumam un piešķirtu lidmašīnai nolaišanās stāvokli, kas nodrošina drošu piezemēšanos. Šajā nolaišanās etapā neizlīdzsvarotais spēks  $X_a$  (1.8.att., III) bremzē lidmašīnas kustību un tās ātrums nepārtraukti samazinās, kā rezultātā arī samazinās lidmašīnas aerodinamiskais cēlējspēks. Bet, lai uzturētu lidmašīnu virs zemes horizontālā lidojuma stāvoklī, ir nepieciešams, lai aerodinamiskais lidmašīnas cēlējspēks  $Y_a$  būtu vienāds ar tās smaguma spēku  $G$ , un tādēļ ātruma samazināšanās laikā pilotam ir nepieciešams palielināt uzplūdes leņķi, pievelkot stūri uz sevi. Kad tiks sasniegts noteiktais uzplūdes leņķis, pilotam jāpārtrauc stūres virzīšana uz sevi. Šajā laikā lidmašīnai ir jāatrodas nolaišanās stāvoklī 0,3 – 0,25 m augstumā (rēķinot no riteņiem). Ja pirms izlīdzināšanas lidmašīnas ātrums ir bijis lielāks par nosacīto atbilstošai lidmašīnas konfigurācijai, tad lidmašīnas izlīdzināšana virs zemes var ieilgt.



Tādā veidā izturēšanas beigu posmā, kad lidmašīna ieņem nolīšanās stāvokli, pilots pārtrauc stūres pievilkšanu uz sevi (pārtrauc uzplūdes leņķa palielināšanu) un nogaida, kamēr lidmašīna planējuma režīmā pieskarsies zemei ar riteņiem. Nolaišanās etaps, kad lidmašīna pēc izturēšanas pieskarsas zemei ar riteņiem, tiek saukts par *piezemēšanos*. Ja izturēšana tiek pabeigta mazā augstumā (mazāk par 0,3 m) ar pakāpenisku tuvošanos zemei, tad lidmašīna pieskarsas zemei gandrīz bez grūdienu. Ja lidmašīna planē no lielāka augstuma, vertikālais ātrums pieaug. Tas var novest pie šasijas bojājuma. Lidmašīnām ar priekšējo nolaišanās riteņi piezemēšanās notiek uz vidējiem riteņiem ar sekojošu priekšējā riteņa nolaišanu noskrējiena beigās.

*Noskrējieni* – tā ir palēnināta lidmašīnas kustība, kas paredzēta lidmašīnas ātruma līdz nullei vai līdz stūrēšanas ātrumam. Spēku shēma, kas iedarbojas uz lidmašīnu pie noskrējiena, ir parādīta 1.8.att., IV. Pēc lidmašīnas piezemēšanās nelīdzsvarotais spēks ( $X_a + F_{br}$ ) izraisa ātru lidmašīnas bremsēšanos. Samazinoties lidmašīnas ātrumam tas frontālās pretestības spēks  $X_a$  samazinās, bet riteņu berzes spēks pret zemi  $F_{br}$  arvien vairāk pieaug (jo samazinās aerodinamiskais cēlējspēks un riteņu spiediens uz zemi palielinās). Riteņu berzes spēka iedarbības rezultātā lidmašīna pakāpeniski apstājas. Tādā pašā veidā bremsēšanai tiek izmantota dzinēju vilkmes reversēšana un lidmašīnas aerodinamiskā mehānizācija (eleroni, interceptoru un tml.).



1.9. att. Spēki, kas darbojas uz GK bremsēšanas laikā. [45, 424]

Noskrējiena laikā uz zemes uz lidmašīnu iedarbojas sekojoši spēki (1.9.att.) [42, 212]:

a) Cēlējspēks  $Y$

$$Y = c_{y\ st} S \frac{\rho V^2}{2} \quad (1.17)$$

kur:  $c_{y\ st}$  - cēlējspēka koeficients;  
 $S$  - raksturīga platība ar mehānizāciju,  $m^2$ ;  
 $V$  - ātrums,  $m/s$ ;  
 $\rho$  - gaisa blīvums,  $kg/m^3$ .

b) Frontālā pretestība  $Q$

$$Q = c_{x\ st} S \frac{\rho V^2}{2} \quad (1.18)$$

kur:  $c_{x\ st}$  - aerodinamiskas pretestības koeficients;  
 $S$  - raksturīga platība,  $m^2$ ;  
 $V$  - ātrums,  $m/s$ ;  
 $\rho$  - gaisa blīvums,  $kg/m^3$ .

c) Smaguma spēks  $G=mg$

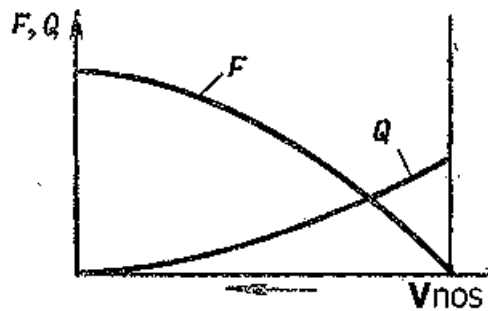
d) Riteņu reakcijas spēks  $N$

e) Riteņu berzes spēks  $F_{br}$

$$F_{br} = fN = f(G - Y) \quad (1.19)$$

kur:  $f$  - berzes koeficients;  
 $N$  - riteņu reakcijas spēks.

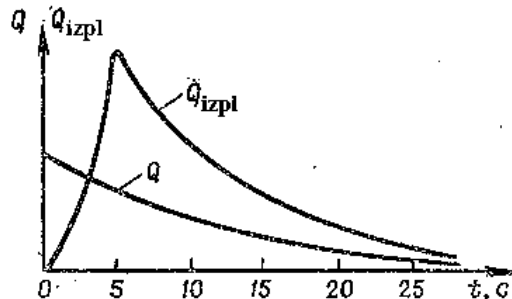
Berzes spēks palielinās samazinoties ātrumam un cēlējspēkam:



1.10. att. Spēku izmaiņa, kas iedarbojas uz lidmašīnu noskrējiena laikā [45, 424]

Samazinoties ātrumam frontālā pretestība ātri samazinās. Tādēļ to var izmantot bremsēšanai tikai pirmajā noskrējiena pusē, iztuot lidmašīnu ar lielu pretējā uzplūdes leņķi.

Bremzēšanas izpletis ir efektīvs tikai noskrējiena sākumā. 1.11.att. ir parādīta aptuvena lidmašīnas frontālās pretestības spēka  $Q$  un bremsēšanas izpletņa spēka  $Q_{izpl}$  attiecība un to izmaiņas noskrējiena laikā.



1.11. att. Frontālo pretestības spēku un bremsēšanas izpletņa attiecība [45, 425]

Izpletņa atvēršanās un uzpildīšanās laiks sastāda 2 – 4 sekundes. Šajā nolūkā, lai palielinātu tā efektivitāti, to ir mērķtiecīgi izlaist 2 – 3 sekundes pirms piezemēšanās, ja to pieļauj izpletņa izturība. Tas parasti tiek veikts ar automātisku iekārtu palīdzību un parasti šāda metode tiek pielietota galvenokārt kara, nevis civilajā aviācijā.

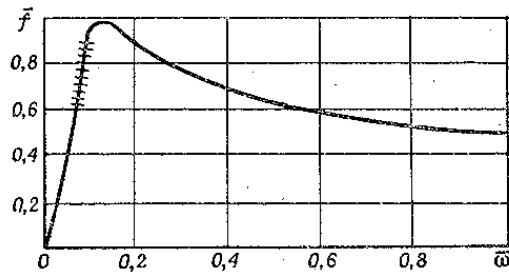
Efektīvs bremsēšanas līdzeklis ir vilkmes reversēšana, kuras svarīga īpatnība ir bremsēšanas spēka neatkarība no ātruma un no skrejceļa stāvokļa. Tomēr ir jāņem vērā, ka veicot nolaišanos uz puteklainas grunts vai sniegotu pacelšanās – nolaišanās joslu, izmantojot vilkmes reversēšanu, tā noved pie lidmašīnas priekšā putekļu vai sniega mākoņa izveidošanās, kas samazina redzamību.

Galvenais, visbiežāk pielietotais un efektīvākais noskrējiena bremsēšanas līdzeklis ir bremzes. Maksimālais berzes koeficients  $f_{max}$  nobremzētiem riteņiem sasniedz 0,6 - 0,7 sausam betona segumam un 0,15 - 0,20 apledojušai pacelšanās – nolaišanās joslai. Faktiski tiek realizētas apmēram 50% no šīm maksimālajām vērtībām. Lieta ir tāda, ka berzes spēks  $F_{br}$  nobremzētiem riteņiem ir atkarīgs no riteņu slīdēšanas pa pacelšanās – nolaišanās joslas virsmu.

Grafikā (1.12.att) ir parādīta relatīvā berzes koeficienta  $f=f/f_{max}$  atkarība no slīdēšanas koeficienta [45, 425]:

$$\bar{\omega} = \frac{\omega_{br} - \omega}{\omega_{br}} \quad (1.20)$$

kur:  $\omega$  un  $\omega_{br}$  – leņķiskie ātrumi nobremzētam un nobremzētam (brīvam) riteņim. Ja nav bremsēšanas,  $\bar{\omega} = 0$ , ja riteņi negriežas (veicot slīdēšanu)  $\bar{\omega} = 1$ .



1.12. att. Relatīvā berzes koeficienta atkarība bremsētiem riteņiem no slīdēšanas koeficienta attiecībā uz pacelšanās – nolaišanās joslu [45, 426]

Pie nepietiekamas riteņu sabremzēšanas netiek pilnībā izmantotas bremsžu iespējas. Pie pārāk lielas sabremzēšanas berzes koeficients samazinās un vienlaicīgi palielinās riteņu apriepojuma nolietojums, it īpaši pie «slīdēšanas», kad ir iespējami pilnīga pneimatiskās sistēmas iziešana no ierindas. Lidotājam gandrīz nav iespējams optimāli izmantot bremses, tādēļ visās lidmašīnās pielieto bremszēšanas automātus, kas dod iespēju realizēt berzes koeficientu, kurš ir tuvināts maksimālajam (iesvītrots posms 1.12.att.) un samazināt riepu nolietojumu.

### Nosēšanas ātrums

Nosēšanās ātrums  $V_{nos}$  - tas ir lidmašīnas ātrums pie sakaršanās ar zemi ar riteņiem skatot to ar nolaišanās leņķi  $\alpha_{nos}$ . Var uzskatīt, ka izturēšanas beigās aerodinamiskais cēlējspēks  $Y_a$  ir vienāds ar smaguma spēku  $G = mg$ , tātad [42, 203]:

$$Y_a = c_{ya\ nos} \frac{\rho V_{nos}^2}{2} S = mg \quad (1.21)$$

no tā izriet:

$$V_{nos} = \sqrt{\frac{2mg}{c_{ya\ nos} \rho S}} \quad (1.22)$$

Tomēr parašutēšanās laikā no augstuma 0,3...0,25 m (uzplūdes leņķa palielināšanas ietekmē un zemes tuvuma ietekmē) lidmašīnas ātrums nedaudz samazinās. Tas samazina lidmašīnas ātrumu aptuveni par 6%. Tad formula (1.6) iegūst šādu interpretāciju [46, 306]:

$$V_{nos} = 0,94 \sqrt{\frac{2mg}{c_{ya\ nos} \rho S}} \quad (1.23)$$

- kur:  $V_{nos}$  - nosēšanās ātrums, m/s;  
 0,94 - ātruma samazināšanas koeficients pielietojot izpletņi (bezdimensiju mērvienība);  
 $m$  - lidmašīnas nosēšanās masa, kg;  
 $g$  - brīvās krišanas paātrinājums, m/s<sup>2</sup>;  
 $c_{ya\ nos}$  - lidmašīnas aerodinamiskā cēlējspēka koeficients, kas atbilst attiecīgam leņķim  $\alpha_{nos}$  (bezdimensiju mērvienība);  
 $\rho$  - gaisa blīvums, kg/m<sup>3</sup>;  
 $S$  - spārnu laukums, m<sup>2</sup>.

### Bremzēšanas garums

Noskrējiena garums  $L_{nosk}$  ir attālums, ko veic lidmašīna pēc sakaršanās ar zemi, līdz tā pilnīgi apstājas. Noskrējiena garuma aprēķins ir analogisks pacelšanās ieskrējiena ceļa garuma aprēķinam, atšķirība ir tikai tā, ka nosēšanās gadījumā paātrinājums ir negatīvs. Aptuvenai pacelšanās ieskrējiena garuma aplēsei var izmantot vidējo paātrinājuma lielumu, izskatot kustību kā vienmērīgi palēninātu ar beigu ātrumu, kas ir vienlīdzīgs nullei, un ar sākuma ātrumu  $V_{nos}$ . Ņemot vērā vēja ietekmi, formula noskrējiena ceļa garuma noteikšanai ir šāda [46, 308]:

$$L_{nosk} = \frac{(V_{nos} \pm W)^2}{2j_{vid}} \quad (1.24)$$

kur:  $j_{vid}$  – vidējais lidmašīnas bremzēšanas paātrinājuma modulis;  
 $\pm W$  – gareniskā ceļa vēja ātruma komponente (zīmi “+” izmanto pie ceļa  
vēja, zīmi “-” – pie pretvēja);

Formula vidējā bremzēšanas paātrinājuma noteikšanai ar sasvērums ietekmi ir šāda [46, 308]

$$j_{vid} = - \frac{(X_a + F_{br} \pm mg \sin \theta)_{vid}}{m} \quad (1.25)$$

kur:  $j_{vid}$  – vidējais bremzēšanas paātrinājums noskrējiena laikā;  
 $m$  – lidmašīnas masa nosēšanās laikā;  
 $mg \sin \theta$  – gareniskā lidmašīnas svara komponente  
(zīmi “+” lieto pretleņķa gadījumā, zīmi “-” – pielēnķa gadījumā);  
 $F_{br}$  – gaisa kuģa berzes spēks;  
 $vid$  – vidējā vērtība visa bremzēšanas garuma laikā;  
 $X_a$  – aerodinamiskās pretestības spēks.

No 1.24. un 1.25. formulas redzams, ka uz noskrējiena garumu darbojas tie faktori, kas ietekmē ātrumu un vidējo bremzēšanas paātrinājumu.

### Nolaišanās raksturojumi

Nolaišanās raksturojumi ir atkarīgi no apstākļiem, kādos notiek nolaišanās, lidmašīnas nolaišanās svara un citiem faktoriem.

Kā piemērs tiek piedāvāti nolaišanās raksturojumi lidmašīnai Xian Y-7:

pie  $G_{nos} = 20000$  kg/s,  $V_{nos} = 170$  km/h,  $L_{nosk} = 580$  m,  $L_{nosk.dist} = 1170$  m, nosēšanās eleronu sagāzuma leņķis  $\delta_{nos} = 38^\circ$ .

Pieejas ātrumam uz nolaišanos ( $V_{p.nos}$ ) ir jānodrošina ekspluatācijas režīmā lidmašīnas manevrēšanas spējas piekļuves zonā pie glisādes un pēc drošības noteikumiem pārsniegt minimālo evolutīvo nolaišanās ātrumu  $V_{ev.min}$  (tas ir ātrumu, kas dod iespēju pie nolaišanās tikai ar aerodinamisko stūrēšanas iekārtu turpināt lidmašīnas vadību un pēc tam saglabāt iestādīto taisna virziena lidojumu) par 5-10% un novirzes noslieci izskatāmajā konfigurācijā par 25-30%. Pēc konstrukcijas izturības noteikumiem  $V_{p.nos}$  nedrīkst pārsniegt pieļaujamo katrai lidmašīnas konstrukcijai ātrumu.

Nolaišanās process glisādē vienmēr tiek veikts ar konstantu ātrumu  $V_{pl} = V_{p.nos}$  un tikai šķērsojot pacelšanās – nolaišanās joslas robežu tiek uzsākta intensīva lidmašīnas bremzēšana līdz nosēšanās ātrumam  $V_{nos}$ , tādēļ nolaišanās gaisa posma attālums ir atkarīgs no starpības starp  $V_{p.nos}$  -  $V_{nos}$  un, jo lielāka šī starpība, jo lielāks ir lidmašīnas nolidojums virs pacelšanās – nolaišanās joslas, kā arī ņemot vērā pie citiem vienādiem apstākļiem nolaišanās garuma distanci.

Tāpat kā apstākļos, kad tiek uzņemts augstums, glisādes slīpums tiek raksturots ar nosēšanās gradientu  $\eta_{pa}$ , kas tiek noteikts ar absolūto tangensa lielumu glisādes leņķa sasvērums lielumu un tiek izteikts procentos. Ieteicamie sagāzuma leņķiem glisādei ir jābūt robežās no mīnus  $2^\circ 40'$  līdz  $3^\circ$ ; novirzes gradientam pie piezemēšanas uzsākšanas, piekļūstot augstumam līdz 15 m, pie tam nedrīkst pārsniegt 5%.

Bet pirms nosēšanās planēšanas, pilots droselē dzinējus, pārslēdzot tos minimālajā režīmā. Vilkme, ko tā rezultātā attīsta dzinēji, samazina sagāzes leņķi planēšanas trajektorijai, kā to nosaka formula [40, 124]:

$$\tan \theta = - \frac{1 - \frac{P}{X_a}}{K} \quad (1.26)$$

kur:  $\theta$  - sagāzes leņķis;  
 $K$  - GK aerodinamiska kvalitātē;  
 $P$  - vilkšanas spēks;  
 $X_a$  - aerodinamiskās pretestības spēks.

Šī trajektorijas sasvērums leņķa samazināšanu (īpaši svarīgi lidmašīnām ar turboreaktīvajiem dzinējiem) var kompensēt ar atbilstošu spārnu mehanizāciju un aerodinamisko lidmašīnas kvalitatīvo raksturojumu samazināšanu, piemēram, izmantojot gaisa bremzes. Parasti planēšana tiek veikta ar eleroniem ar sasvērumu  $\delta_e=0,52\div 0,70$  rad.

Uzplūdes leņķa palielināšana ar mērķi saglabāt cēlējspēku pie ātruma samazināšanas ir pieļaujama pie leņķiem  $0,04 - 0,06$  rad mazākiem par sagāzēs leņķiem, kas ir nosacīts lidmašīnas nosēdināšanas konfigurācijā. Uzplūdes leņķa palielināšana var novest pie nesimetriskas plūsmas pārrāvuma no lidmašīnas spārna un lidmašīnas sagāzēs. Pie tam ir jāņem vērā, ka lidmašīnām, kam ir astes atbalsts, uzplūdes leņķi pirms izpletņa izlaišanas nedrīkst pārsniegt stāvēšanas leņķi  $\alpha_{pr}$ , bet lidmašīnai ar priekšgala balstu ir jābūt nodrošinātai atstarpei  $0,2 - 0,3$  m starp lidmašīnas aizmugurējo daļu un pacelšanās – nolaišanās joslu.

Nosēšanās distances garums arī ir atkarīgs no  $V_{nos}$  lieluma. Mūsdienu lidmašīnām nolaišanas ātrumi ir pieauguši, tāpēc arī ir palielinājies nosēšanās distances garums. Smagām transporta lidmašīnām tā sastāda  $1,5 - 2,0$  km. Saskaņā ar drošības prasībām nolaišanās distances garumam ir jābūt ne mazākam, kā par pacelšanās – nolaišanās ceļa garumu  $1,5$  reizes un gadījumā, ja ir atteikusies darboties kāda no sistēmām, kas var ietekmēt nosēšanās distances garumu, tā nedrīkst pārsniegt skrejceļa garumu, kas sevī ietver izmantojamo pacelšanās – nolaišanās joslu, kas ietver arī sevī pacelšanās – nolaišanās joslas galējos drošības posmus.

### Dažādu faktoru ietekme uz nolaišanās raksturojumiem

**Lidmašīnas nolaišanās masas ietekme.** Palielinoties lidmašīnas nolaišanās masai, tās smaguma spēks palielinās, tādēļ lidmašīnas nolaišanās ātrums pieaug. Tas arī palielina noskrējiena garumu.

Bremzēšanas paātrinājuma palielināšana pie noskrējiena (atšķirībā no ieskrējiena) ir maz atkarīga no lidmašīnas nosēšanās masas, tāpēc, ka ar lidmašīnas masas palielināšanos pieaug ne tikai tās inertums, bet arī bremzējošo spēku ietekme ( $X_a + F_{br}$ ), jo abi šie spēki ir proporcionāli lidmašīnas masai. Var pieņemt, ka noskrējiena garums ir aptuveni proporcionāls svaram, kas ir [45, 427]:

$$\frac{\Delta L_{nosk}}{L_{nosk}} = \frac{\Delta G}{G} \quad (1.27)$$

**Nolaišanās uzplūdes leņķa ietekme.** Vienādos apstākļos mazāks nolaišanās ātrums un attiecīgi mazāks noskrējiena garums tiek sasniegti pie lielākiem uzplūdes leņķiem. Lai panāktu pietiekamu noturību un vadāmību lidmašīnai pie piezemēšanas uzplūdes leņķis tiek izvēlēts par  $2^\circ - 3^\circ$  mazāks nekā kritiskais. Nosēšanās ātruma ietekmi pēc uzplūdes leņķa var noteikt pēc formulas [45, 426]:

$$\frac{\Delta L_{nosk}}{L_{nosk}} = 2 \frac{\Delta V_{nos}}{V_{nos}} = - \frac{\Delta \alpha}{\alpha_{nos} - \alpha_0} \quad (1.28)$$

Citādāk sakot, nosēšanās ātruma palielinājums par  $10\%$  izsauc noskrējiena ceļā garumu par  $20\%$ . Samazinot nosēšanās uzplūdes leņķi par  $10\%$  (apmēram ap  $1^\circ$ ), izraisa noskrējiena garuma palielināšanos par  $5 - 7\%$ . Tādā veidā ir tieši uzskatāma piezemēšanās svarīguma nozīme, precīzi ievērojot uzplūdes leņķi. Priekšlaicīga lidmašīnas piezemēšanās pie maziem uzplūdes leņķiem un paaugstināta ātruma noved pie ievērojama noskrējiena garuma palielināšanās un pie paaugstināta riteņu nolietojuma.

**Gaisa blīvuma, spiediena un gaisa temperatūras ietekmes un aerodroma augstuma ietekme.** Gaisa blīvuma izmaiņas dēļ mainīsies noskrējiena garums tā kā mainīsies nosēšanās ātrums. Bremzēšanas paātrinājums no gaisa blīvuma nav atkarīgs tā kā pie vienādiem GK ātrumu nosacījumu frontālā pretestībā nemainīsies (gaisa blīvuma pazemināšanā kompensējas ar gaisa ātruma palielinājumu).

Tādejādi uz augstkalnu aerodromiem kā arī pie augstas temperatūras un zemas spiedes bremzēšanas garums viena un tā paša aerodromā palielināsies, tā kā šajos gadījumos gaisa blīvums samazināsies.

Gaisa blīvums, temperatūra un spiediens ir sasaistīti savā starpā [40, 125]:

$$\rho = \frac{P}{RK} \quad (1.29)$$

kur:  $\rho$  - gaisa blīvums,  $\text{kg/m}^3$ ;  
 $P$  - gaisa spiediens, Pa;  
 $R$  - gāzes konstante;  
 $K$  - temperatūra Kelvins.

No tā, piemēram, izriet, ka palielinoties gaisa spiedienam pie tā pastāvīgas temperatūras, notiek blīvuma palielināšanās, kas noved pie dzinēju vilkmes palielināšanās un pacelšanās - nolaišanās ātrumiem samazinājumu.

Vispārīgā veidā šo lielumu sakarību var izteikt sekojošā veidā [45, 427]:

$$\frac{\Delta L_{nosk}}{L_{nosk}} = -\frac{\Delta \rho}{\rho} = -\frac{\Delta p}{p} = \frac{\Delta T}{T} \quad (1.30)$$

kur:  $\rho$  – gaisa blīvums;  
 $p$  – gaisa spiediens;  
 $T$  – gaisa temperatūra.

Līdz 5 km augstumam var aptuveni izdarīt secinājumus, ka uz katriem 1000 m, blīvums mainās apmēram par 12%. Tādā sakarībā uz katriem 1000 m uz aerodroma pārsniegšanas garuma noskrējiena garums palielināsies par aptuveni 12%.

**Mehanizācijas izlaišanas ietekme.** Izlaižot eleronus, kā zināms, samazinās lidmašīnas nolaišanās ātrums. Vidējais bremsēšanas paātrinājums pie noskrējiena ar izlaistiem eleroniem palielinās nenozīmīgi, jo frontālās pretestības spēka palielināšanās tiek kompensēta ar riteņu berzes spēka pret zemi samazināšanos. Tādā gadījumā izlaižot eleronus, noskrējiena garums galveno kārtu samazinās uz nosēšanās ātruma samazināšanās rēķina. Lidmašīnai AN-24 eleronu nolaišana uz  $30^\circ$  samazina noskrējiena ceļu apmēram par 47%, bet nolaišana uz maksimālo leņķi  $40^\circ$ , nolaišanās ātrums ir par 27% mazāks nekā pie neizlaistiem eleroniem.

**Nolaišanās joslas stāvokļa ietekme.** Nolaišanās joslas virsmas stāvoklis ietekmē riteņu berzes spēku  $f_{br}$  pret tās virsmu. Berzes spēka palielināšana (robežās, kas tiek pieļauta pēc lidmašīnas šasijas izturības noteikumiem) palielina bremsēšanas paātrinājumu un noskrējiena garums samazinās. Vislabāko riteņu saķeri (bez sānslīdes) nodrošina noskrējieni pa sausu betonu. Tālāk seko slapjš betons, sausa, zāļaina grunts, mitra grunts. Pavisam slikta saķere notiek pie nolaišanās joslas apledojuuma, kas izraisa berzes koeficienta samazināšanos par 30 – 50% un attiecīgi par tādu pašu procentuālu lielumu pagarina lidmašīnas bremsēšanas ceļa garumu.

**Nosēšanās joslas slīpuma ietekme.** Kā redzams no formulas (1.25), lidmašīnai kustoties pret slīpumu (braucot kalnā), bremsēšanas paātrinājums pieaug, jo smaguma spēka komponente ir virzīta atpakaļējā virzienā un rada papildus bremsēšanas paātrinājumu. Acīmredzams, ka pie lidmašīnas kustības slīpuma virzienā pagarina noskrējiena garumu.

**Bremžu pielietošanas ietekme.** Bremžu pielietošana palielina vidējo bremsēšanas paātrinājumu, kā rezultātā noskrējiena garums samazinās. AN-24 tipa lidmašīnām pareiza bremžu pielietošana var samazināt noskrējiena garumu par 30% salīdzinot ar apstākļiem, ja bremzes netiek izmantotas.

**Vēja ietekme.** Vēja ietekmei un noskrējiena garumu ir tāda pati kā pie pacelšanās. Pie pretvēja lidmašīnas kustības ātrums ir mazāks nekā pie ceļa vēja, tādēļ pie pretvēja noskrējiena garums ir mazāks nekā pie ceļavēja.

Lidmašīnas nosēdināšana vienmēr ir jāizpilda pie pretvēja, jo ceļavējš pagarina nosēšanās distanci. Uz katru 1 m/s ceļā vēja ātruma, noskrējiena garums palielinās par 25 m. Nolaišanās pie ceļavēja ir pieļaujama pie tā ātruma ne lielāka par 5 m/s. Nolaišanās pie sānu vēja ir bīstama, jo var izraisīt lidmašīnas sānisku novirzi ar savērumu un pagriešanās atpakaļ uz pacelšanās – nolaišanās joslu pieprasa no pilota lielu uzmanību.

Var uzskatīt, ka [45, 427]:

$$\frac{\Delta L_{nosk}}{L} = 2 \frac{W_x}{V_{nos}} \quad (1.31)$$

kur:  $W_x$  – vēja ātruma komponente nolaišanās virzienā.

Ja, piemēram,  $V_{nos}=300$  km/h un vēja ātrums ir  $W_x=5$  m/s, tad noskrējiena garums pa pacelšanās – nolaišanās joslu pie pretvēja samazināsies, bet pie ceļa vēja palielināsies par 12%. Var izdarīt secinājumu, ka ir jāņem vērā pat diezgan vājš vējš.

**Bremzēšanas līdzekļi.** Galveno riteņu bremzēšanu uzsāk pie priekšējā balsta saskaršanās ar pacelšanās – nolaišanās joslu. Riteņu bremzēšanas pielietošana samazina noskrējiena garumu par 20 – 30%. Lidmašīnas bremzēšana ar dzinēju vilkmes reversēšanu samazina noskrējiena ceļu līdz 40%. Sevišķi izdevīgi ir izmantot vilkmes reversēšanu pie noskrējiena pa apledojušu pacelšanās – nolaišanās joslu., kad ir bīstama bremzēšana ar riteņiem. Izmantojot bremzēšanas izpletņi, samazina noskrējienus par 30 - 40%. Gaisa bremzēšanas iekārtu (vairogu, interceptoru) izmantošana samazina noskrējiena garumu par 5 - 10%.

Bremzēšanas efekts jebkuram bremzēšanas līdzeklim ir vislielākais, izmantojot to pie noteiktiem lidmašīnas kustības ātrumiem. Interceptoru kavēšana ar novirzi par 1,5 – 2 s pagarina noskrējiena garumu par 100 - 150 m. Izpletņa atvēršana pie ātruma 180, 230 km/h vietā, samazina tā efektivitāti par 35%.

**Kļūdas.** Nosēdinot lidmašīnu ir iespējamās vairākas izplatītas kļūdas: augsta izlīdzināšanas uzsākšana, pacēluma palielināšana, piezemēšanās ar sekojošu atraušanos no zemes. Tās notiek, jo pilots neizpilda nosacītos noteikumus pie nolaišanās pēc ātruma un nepareizas uzmanības sadalīšanas.

Visas uzskaitītās kļūdas notiek pie straujas stūres pievilkšanas uz sevi dažādās nolaišanās stadijās un var novest pie lidojuma negadījuma.

### 1.3. Gaisa kuģa dinamiska modeļa apraksts

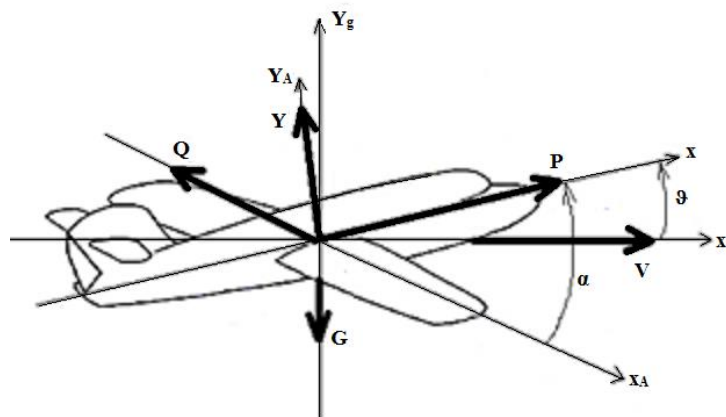
Lidmašīnas kustības modeļa izstrāde nosēšanās režīmā ir diezgan izaicinoša. Tas ir saistīts ar to, ka objektu kustības darbība nosēšanās laikā ir atšķirīga. Sākotnējā nosēšanās fāzē, kad objekts tuvojas skrejceļam, uz to iedarbojas aerodinamiskie spēki un momenti, kā arī gravitācijas spēks. Šajā situācijā objekts ir lidmašīna ar saviem kustības likumiem. Tiklīdz objekta riteņi pieskaras skrejceļam, uz šo objektu iedarbojas jauns spēks, un iepriekšminētie spēki izmainās. Uz objektu sāk darboties berzes spēks, savukārt aerodinamiskie spēki sāk samazināties. Riteņu berzes spēks ir atkarīgs no aerodinamiskā pacēluma lieluma (attiecībā pret objekta svaru). Jo ilgāku laiku objekts pārvietojas pa skrejceļu, jo mazāks aerodinamiskais pacēlums un jo lielāks ir riteņu berzes spēks. Lidmašīna savā kinemātiskajā uzvedībā pārvēršas par sauszemes transporta mašīnu.

Lidmašīnas garenvirziena kustības GK fāzē ir aprakstītas 1.32. vienādojumos saskaņā ar Ņūtona 2. likumu:

$$\begin{aligned} m \frac{dv_x}{dt} + m(\omega_y V_z - \omega_z V_y) &= \sum F_x, \\ m \frac{dv_y}{dt} + m(\omega_z V_x - \omega_x V_z) &= \sum F_y, \\ I_Z \frac{d\omega_z}{dt} &= \sum_{i=1}^m M_{Z_i} \end{aligned} \quad (1.32)$$

kur vienādojumu labajā pusē ir aerodinamiskie spēki un momenti, kas iedarbojas uz lidmašīnu.

Spēki, kas darbojas uz lidmašīnu lidojuma laikā, un lidmašīnas kustības parametri vertikālajā plaknē redzami 1.13. attēlā.



1.13. att. Spēki, kas iedarbojas uz lidmašīnu tās horizontālā lidojuma laikā.

Aerodinamiskie spēki, piemēram, cēlējspēks  $Y$  un vilcējspēks  $X$ , lidojuma laikā iedarbojas uz gaisa kuģi:

$$Y = C_y S \frac{\rho V^2}{2}, \quad (1.33)$$

$$X = C_x S \frac{\rho V^2}{2}$$

kur:  $C_y, C_x$  – aerodinamiskās berzes koeficienti,  
 $S$  – spārna laukums,  
 $\rho$  – gaisa blīvums,  
 $V$  – gaisa plūsmas ātrums.

Gravitācijas spēks  $G$  un gaisa kuģa dzinēja jauda  $P$  iedarbojas uz GK tā lidojuma laikā. Tad vienādojumu, kas raksturo gaisa kuģa lineāro kustību, pieraksta šādā formā:

$$m \left( \frac{dV_x}{dt} + \omega_y V_z - \omega_z V_y \right) = P_x - X - G \sin \theta, \quad (1.34)$$

$$m \left( \frac{dV_y}{dt} + \omega_z V_x - \omega_x V_z \right) = Y - G \cos \theta$$

Pārveidojot uz kinemātisko vienādojumu:

$$V_y = \frac{dH}{dt} = V_0 \sin \theta, \quad (1.35)$$

$$V_x = \frac{dL}{dt} = V_0 \cos \theta$$

kur:  $V_x, V_y$  – relatīvā ātruma komponenti uz zemes koordinātu sistēmas asīm.

Objekta dinamika sauszemes transporta līdzekļa posmā būtiski mainīsies, salīdzinot ar objekta kustību GK fāzē, kas aprakstīta 1.34. un 1.35. vienādojumā, jo objekta kustība uz skrejceļa virsmas dos noteiktus ierobežojumus objekta kinemātikai un dinamikai.

Objekta kustība uz skrejceļa virsmas radīs daudzas objekta kinemātisko parametru izmaiņas. Objektam nepiemītīs leņķiskais ātrums ( $\omega_x = 0, \omega_y = 0, \omega_z = 0$ ), jo objekts nepiedalīsies leņķiskajā kustībā. Trajektorijas kustības slīpuma leņķis  $\theta$  būs vienāds ar nulli. Leņķi  $\alpha$  un  $\vartheta$  būs nemainīgi un vienādi ( $\alpha = \vartheta$ ).

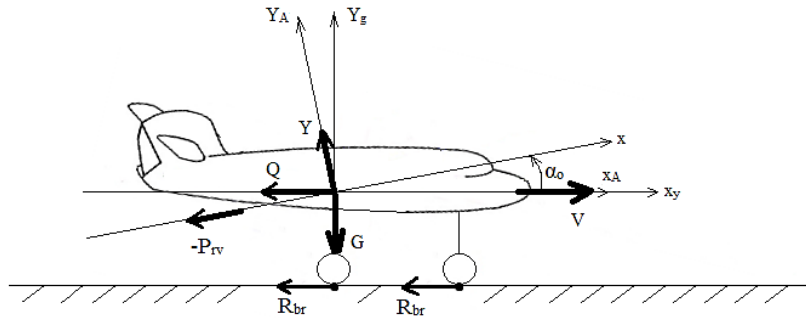
Spēki, kas iedarbojas uz objektu tā kustības laikā pa skrejceļu, salīdzinot ar spēku, kas darbojas lidojuma posmā, arī mainīsies (1.13. att.). Šā lidojuma posma mērķis ir samazināt lidmašīnas ātrumu, tāpēc nedarbosies lidmašīnas dzinēja radītais vilcējspēks ( $P$ ). Spēks darbosies lidmašīnas ātrumam pretējā virzienā.

Pēc tam, kad gaisa kuģa riteņi pieskaras skrejceļam, GK dzinēja vilcējspēka virziens  $P$  ir pretējs ( $-P$ ), salīdzinot ar lidojuma posmu. Apkalpe to panāk ar īpašu atpakaļgaitas ierīci, to iedarbinot kustības pa skrejceļu sākumposmā, kad ātrums ir ļoti liels. GK riteņu ātruma samazināšana, bremsējot riteņus, izraisa intensīvu riepu nodilumu. Tāpēc šī bremsēšanas metode GK kustības pirmajā fāzē uz skrejceļa nav piemērojama. Atpakaļgaitas (reversa) ierīces darbība sākumposmā uz skrejceļa tiek izmantota tikai relatīvi nelielā laika posmā, lai pietiekami



intensīvi samazinātu lidmašīnas ātrumu tā kustības sākumposmā. Tāpēc bremsēšanas procesa laikā GK dzinēja vilcējspēks darbosies negatīvā virzienā tikai noteiktā laika intervālā ( $-P(\Delta t)$ ).

Aerodinamiskie spēki, kas darbojas uz lidmašīnu lidojumā laikā, ietekmēs arī lidmašīnas kustību uz skrejceļa. Vilcējspēks  $X$  turpinās darboties pretēji GK ātrumam un izraisīs bremsēšanas efektu (samazinot tā ātrumu). Laikā gaitā tiks samazināts vilcējspēka  $X$  lielums, jo tas samazinās GK ātrumu (1.33. vienādojums). Uz lidmašīnas kustību iedarbosies vēl viens aerodinamiskās pretestības spēks – spoileru pretestības spēks  $X_{sp}$ . Spoileru pretestības spēku  $X_{sp}$  rada speciāli spārnu atloki, kas ir pakļauti plūsmai.



1.14. att. Spēki, kas darbojas uz lidmašīnu nosēšanās laikā.

Rodas jauns bremsēšanas spēks, kas raksturīgs lidmašīnas kustībai pa skrejceļu. Tas ir riteņa vārpstas rotācijas bremsēšanas spēks  $F_{fr1}$ . Šim spēkam ir divas komponentes. Pirmo komponenti  $F_{fr1}$  rada mijiedarbība starp skrejceļa virsmu un GK riteņiem. Tas ir rites pretestības spēks. Rites pretestības spēka lielumu nosaka (literatūrā) ar vienādojumu:

$$F_{fr1} = k_{fr1} G, \quad (1.36)$$

kur:  $k_{fr1}$  – rites pretestības koeficients;  
 $G$  – GK svars.

Rites pretestības koeficienta  $k_{fr1}$  (1.37. vienādojums) ir atkarīgs no GK kustības ātruma  $V$  (jūdzes/stundā) un skrejceļa stāvokļa koeficienta  $C_{st}$  (mitrums, apledojuums utt.):

$$k_{fr1} = (0.0041 + 0.000041V)C_{st} \quad (1.37)$$

Skrejceļa stāvokļa koeficients  $C_{st}$  var ļoti atšķirties. Īpašs gadījums ir sauss līdzens betons, kura  $C_{st} = 1,0$ .

Rites pretestības spēku  $F_{fr1}$  (1.36. vienādojums) GK bremsēšanas procesā var aprēķināt, izmantojot:

$$F_{fr1} = k_{fr1} (G - Y) \quad (1.38)$$

kur:  $Y$  – cēlējspēka lielums.

Cēlējspēka lielums  $Y$  laika gaitā samazinās (1.9. vienādojums), jo objekta kustības bremsēšana samazina tā ātrumu  $V$ . Objekta svars  $G$  paliks tāds pats, kāds tas ir lidojuma brīdī (kad GK riteņi pieskaras skrejceļam). Tas ir, rites pretestības spēka  $F_{fr1}$  lielums ir minimāls, ja GK riteņi pieskaras skrejceļam. Kad gaisa kuģis pārvietojas pa skrejceļu, laiku pa laikam palielinās rites pretestības spēks  $F_{fr1}$ .

Otra ritošās pretestības spēka  $F_{fr2(pd)}$  komponente rodas, ja objekta riteņa vārpstas rotācijas bremsēšanu veic pilots, nospiežot bremzes. Tad rodas lidmašīnas kustības bremsēšanas dzinējspēks. Intuitīvi radot riteņa bremsēšanas spēka vērtību, pilots samazina lidmašīnas ātrumu līdz iepriekš noteiktām vērtībām tajā laika periodā, kad GK pārvietojas pa skrejceļu, tādējādi izvairoties no tā, ka GK novirzīsies no skrejceļa. Šajā procesā ir svarīgi (īpaši attiecībā uz civilo aviāciju) īstenot arī optimālu riteņu bremsēšanas spēka vērtības izvēli, lai riepju nodilums būtu mazākais iespējamais.

Lai īstenotu optimālo bremsēšanas procesu, pilotam būtu jāparedz bremsēšanas spēka ietekme uz gaisa kuģa kinemātiku. Tas ir ļoti grūts uzdevums. Īpaša ierīce, kas pēc katras pilota pārrāvuma darbības (pēc īpaša bremsēšanas spēka radīšanas) parādīs sekojošā skrējiena garumu, var palīdzēt kvalitatīvi atrisināt šo problēmu.

Lai optimizētu struktūru un novērtētu instrumenta kļūdas attiecībā uz dažādu konstrukcijas parametru izvēli, ir jāanalizē specializētā prognozējošā rīka darbs. To var izdarīt, izmantojot lidmašīnas nosēšanās dinamisko modeli.

Nosēšanās dinamikas un kinemātikas analīze ļauj veikt lidmašīnas nosēšanās modeli. No 1.34. un 1.35. vienādojumiem var iegūt dinamisko lidmašīnas nosēšanās modeli:

$$m \frac{dV}{dt} = -P(\Delta t) - X - F_{fr_1} - F_{fr_2}(pd) - K_{1U_x} U_x - K_{2U_y} U_x, \quad (1.39)$$

$$L_{xz}(t) = Vt$$

kur:  $L_{xz}(t)$  – gaisa kuģa nosēšanās noskrējiena distance uz skrejceļa;

$K_{1U_x} U_x, K_{2U_y} U_x$  – vēja traucējumi, ko rada vēja ātruma horizontālā komponente  $U_x$ .

Lidmašīnas dinamiskajā modelī visi spēki jānovieto noteiktā veidā atkarībā no nosēšanās apstākļiem. GK dzinēja atpakaļgaitas spēks  $P$  jāizvēlas no specifiskajiem gaisa kuģa dzinēja nosēšanās režīma parametriem. Aerodinamiskie spēki, piemēram, cēlējspēks  $Y$  un vilcējspēks  $X$ , ir ļoti viegli aprēķināmi, jo šo spēku vērtības ir atkarīgas tikai no lidmašīnas kustības ātruma (1.33. vienādojums). Ir nepieciešams ievadīt  $C_y, C_x$  koeficientu atkarību no GK ātruma aerodinamiskajos spēkos un piemērot GK ātrumu to ievadē. Tas modelī radīs atgriezenisko saiti. Lai aprēķinātu rites pretestības spēku  $F_{fr_1}$ , GK svars pastāvīgi jāsamazina par cēlējspēku.

Vēja traucējumi  $K_{1U_x} U_x, K_{2U_y} U_x$  izriet vēja ātruma horizontālās komponentes  $U_x$  un tos nosaka no aerodinamisko spēku izteiksmes (1.33. vienādojums). Ja darbojas  $U_x$ , aerodinamisko spēku  $X$  un  $Y$  ( $\Delta X$  un  $\Delta Y$ ) lielums arī mainās un kļūst par GK kustību traucējošiem faktoriem. Traucējošo faktoru lielumu nosaka kā aerodinamisko spēku  $X$  un  $Y$  komponentu palielināšanos atbilstoši  $U_x$  parametram:

$$K_{1U_x} U_x = \Delta X = \left( C_x^V S \frac{\rho V^2}{2} \right) U_x + \left( C_x S \frac{\rho 2V}{2} \right) U_x = \frac{S \rho V^2}{2} \left( \frac{C_x^M}{a_H} + \frac{2C_x}{V} \right) U_x, \quad (1.40)$$

$$K_{2U_y} U_x = \Delta Y = \left( C_y^V S \frac{\rho V^2}{2} \right) U_x + \left( C_y S \frac{\rho 2V}{2} \right) U_x = \frac{S \rho V^2}{2} \left( \frac{C_y^M}{a_H} + \frac{2C_y}{V} \right) U_x$$

Tad koeficientus  $K_{1U_x}, K_{2U_y}$  GK nosēšanās dinamiskajā modelī var definēt šādi:

$$K_{1U_x} = \frac{S \rho V^2}{2} \left( \frac{C_x^M}{a_H} + \frac{2C_x}{V} \right) U_x, \quad (1.41)$$

$$K_{2U_y} = \frac{S \rho V^2}{2} \left( \frac{C_y^M}{a_H} + \frac{2C_y}{V} \right)$$

GK vadības bremsēšanas spēks  $F_{fr_2}(pd)$  (1.39. vienādojums), ko rada GK riteņu vārpstas rotācijas bremsēšanas process, kad pilots spiež bremzes, jāmodelē, dažādos laika brīžos piemērojot pastāvīgos signālus, kas atbilst modeļa pilota spēkam. Šīs vērtības  $F_{fr_2}(pd)$  var ievadīt eksperimenta dalībnieka modelī, atveidojot izmēģinājuma darbību nosēšanās posmā.

## 1.4. Lidmašīnas kustība pa skrejceļu nosēšanās laikā. Matemātiskais modelis

Iepriekšējā apakšnodaļā tika aprakstīti lidmašīnas nosēšanās dinamiskā modeļa komponenti. Tika apspriests katrs komponents, kā arī izskaidrota tā loma lidmašīnas nolaišanās procesā. Sniegtas arī atbilstošas formulas, kas apraksta katru nākamā modeļa sastāvdaļu. Tomēr matemātisko modeļu veidošanai un analīzei dažas no šīm formulām ir sarežģītas vai slikti pielāgojamas izmantošanai modelēšanā. Tāpēc iepriekšējās apakšnodaļas formulas un vienādojumus labāk pārveidot tādā formā, kas būs ērta modelēšanai un analīzei.

No 1.34. un 1.35. vienādojuma iegūts dinamiskais lidmašīnas nosēšanās modelis (1.39. vienādojums), taču šie vienādojumi ir rakstīti vispārīgā formā, tāpēc tie būtu detalizēti jāapraksta.

Pārveidosim dinamiskā modeļa pirmo daļu (1.39. vienādojums) šādā formā:

$$m \frac{dV_x}{dt} = -P_x - X - F_{fr_1} - F_{fr_2}(pd) \quad (1.42)$$

kur:  $P_x = P \cos \alpha_0$ ;

$X$  – pretestības komponente (1.33. vienādojums);

$F_{fr1}$  – rites pretestības spēks (1.38. vienādojums);

$Y$  – cēlējspēks (1.33. vienādojums);

$F_{fr2}(pd)$  – pretestības komponente laikā, kad pilots spiež uz bremzēm.

Lidmašīnas gaisa ātrums  $V$ , ko izmanto aerodinamisko spēku formulās, piemēram, cēlējspēka komponente  $Y$  un vilcējspēka komponente  $X$  (1.33. vienādojums), sastāv no divām komponentēm:

$$V = V_{airplane} \pm U \quad (1.43)$$

kur:  $V_{airplane}$  – aktuālais GK ātrums;

$U$  – vēja ātrums.

$V_x$  komponente 1.42. vienādojumā ir lidmašīnas ātrums attiecībā pret zemi. Šajā gadījumā  $V_x$  jāuzskata par lidmašīnas ātrumu attiecībā pret skrejceļu. Tāpēc tas tiks rakstīts šādi:

$$V_x = V_r \quad (1.44)$$

“ $m$ ” vērtība 1.42. vienādojumā ir vienāda ar:

$$m = \frac{G}{q} \quad (1.45)$$

kur:  $G$  – GK masa;

$q = 9,81 \text{ m/s}^2$  – brīvās krišanas paātrinājums.

Pēc visām šīm pārvērtībām 1.39. vienādojumu var izteikt šādā vienādojumu sistēmas formā:

$$\begin{cases} \frac{dV_r(t)}{dt} = -\left(\frac{q}{G}\right) P_x(\Delta t) - \left(\frac{q}{G}\right) \frac{C_x S \rho}{2} (V_{airplane} \pm U)^2 - \frac{k_{fr1} q}{G} \left(G - \frac{C_y S \rho}{2} V^2\right) - F_{fr2}(pd) \\ L(t) = \int_0^t (V_{r0} - \Delta V_r) dt \end{cases} \quad (1.46)$$

kur:  $V_{r0}$  – nosēšanās ātrums (skrejceļa pieskares punktā);

$P_x(\Delta t)$  – dzinēja reversēšana laika periodā  $\Delta t$ ;

$L(t)$  – GK nosēšanās distance skrejceļā.

Pārveidojot 1.46. vienādojumu sistēmu par formu, kas ir noderīga turpmākai modelēšanai un analīzei, tiek iegūts:

$$\begin{cases} \frac{dV_r}{dt} = -K_G [P_x(\Delta t_{pci}) - K_x C_x V_a^2 - k_{fr1} [G - K_y C_y V_a^2] - F_{fr2}(pd)] \\ L_r(t) = \int_0^t (V_{r0} - \Delta V_r) dt \end{cases} \quad (1.47)$$

kur:  $K_G = \frac{q}{G}$ ;

$\Delta t_{pci} = \Delta t_{r0} + t_2 = const$ ;

$K_x = K_y = \frac{S \rho}{2}$ ;

$V_a = V_r \pm U$ .

Šī pārveide tiek veikta, apvienojot dažus sākotnējā 1.46. vienādojuma sistēmas elementus un uzskatot tos par vienu koeficientu. Lielākā daļa šo vienādojumu sistēmas elementu ir nemainīgi, un tie ir atkarīgi tikai no pārbaudītās lidmašīnas tipa un attiecīgi no tās parametriem (svars, spārnu laukums, kas raksturīgs šiem lidmašīnas aerodinamiskā spēka koeficientiem utt.). Tāpēc turpmākajai analīzei un pētīšanai ir vieglāk tos apvienot, tādējādi vienkāršojot aprīkojuma izstrādes matemātisko modeli.

Visbeidzot, sākotnējā 1.46. vienādojumu sistēma tiek pārveidota par:

$$\begin{cases} a_r = \frac{dV_r}{dt} = -K_G [P_x(\Delta t_{pci}) - K_x C_x V_a^2 - k_{fr1} [G - K_y C_y V_a^2] - F_{fr2}(pd)] \\ L(t) = \int_0^t V_r dt \\ V_r = V_{r0} - \Delta V_r \\ V_a = V_r \pm U \end{cases} \quad (1.48)$$

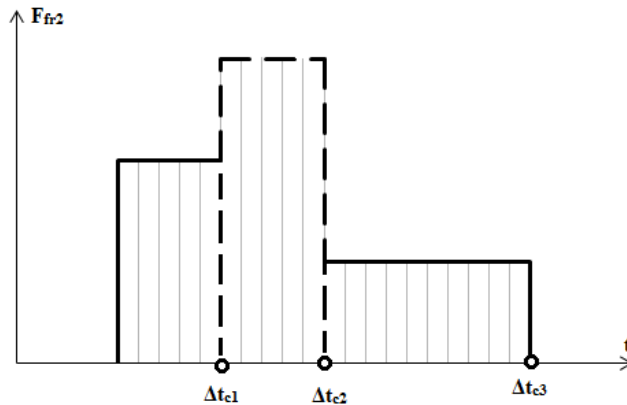
kur:  $\Delta t_{pci} = \Delta t_{r0} + t_2$ ;

$t_{r0}$  – dzinēja reversā režīma aktivizēšanas laiks attiecībā pret pieskares punktu;

$t_2$  – reversa režīma laiks.

$F_{fr2}(pd)$  vienādojumu sistēmā (1.48) rada šasijas riteņi, kuru bremzēšanas spēku iedarbina pilots.  $F_{fr2}(pd)$  ir konstanta vērtība katrā pilota darbināto bremžu darbības posmā. Citiem

vārdiem sakot, tā ir pakāpienu funkcija katrai atsevišķai daļai  $\Delta t_{cj}$ , kad pilots darbina bremzes (1.15. att.).



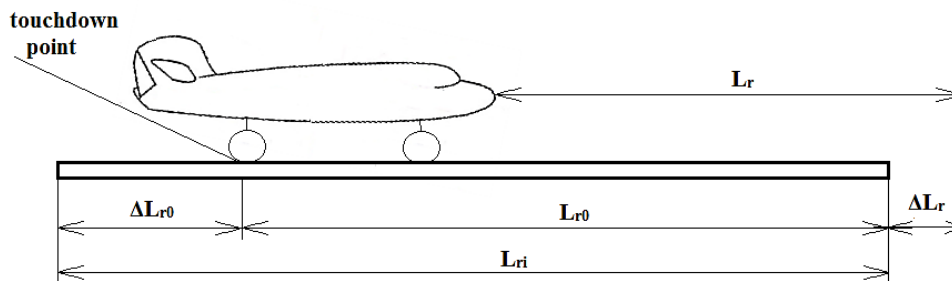
1.15. att.  $F_{fr2}(\Delta t_{cj})$  kā pakāpeniska procesa attēlojums.

1.48. vienādojumu sistēma atbilst lidmašīnas kustības pa skrejceļu dinamiskajam modelim, kurā noteikts lidmašīnas nosēšanās distances garums.

Lidaparāta skrejceļa nosēšanās vadības ierīces funkcionālās modelēšanas uzdevums (kas pilda prognozētājierīces funkcijas) ir daudz plašāks nekā vienkārša skrejceļa nosēšanās distances garuma noteikšana. Lidmašīnas skrejceļa kustības matemātiskais modelis ir tikai daļa no lidmašīnas skrejceļa nosēšanās vadības ierīces darba modelēšanas uzdevuma.

GK skrejceļa nosēšanās vadības ierīces darba modelēšanas galvenais uzdevums ir noteikt starpību starp sākotnējo skrejceļa garumu  $L_r$  (atlikušais skrejceļa garums no lidmašīnas nolaišanās punkta līdz skrejceļa beigām) un skrejceļa noskrējiena garumu  $\Delta L_r$  (1.49. vienādojums) (1.16. att.):

$$\Delta L_r = L_{r0} - L_r \quad (1.49)$$



1.16. att. Skrejceļa attālumi, kurus izmanto lidmašīnas skrejceļa nosēšanās vadības ierīcē.

Lai atrisinātu lidmašīnas skrejceļa nosēšanās vadības ierīces darba modeļa problēmu, ir jāpievieno lidmašīnas kustības vienādojumi attiecībā uz skrejceļu lidmašīnas kustības modeļa vienādojumiem:

$$\begin{aligned} L_{r0} &= L_{ri} - \Delta L_{r0} \\ \Delta L_r &= L_{r0} - L_r \end{aligned} \quad (1.50)$$

kur:  $\Delta L_r$  – skrejceļa atlikušais garums;

$L_{ri}$  – skrejceļa garums;

$\Delta L_{r0}$  – “pazaudētais” skrejceļa garums konkrētajā gadījumā;

$L_{r0}$  – “reālais” skrejceļa garums konkrētajā gadījumā.

Visbeidzot, ir iespējams iegūt pilnu matemātisko modeli lidmašīnas skrejceļa nosēšanās vadības ierīces darbam, apvienojot 1.48. un 1.50. vienādojumu sistēmas:

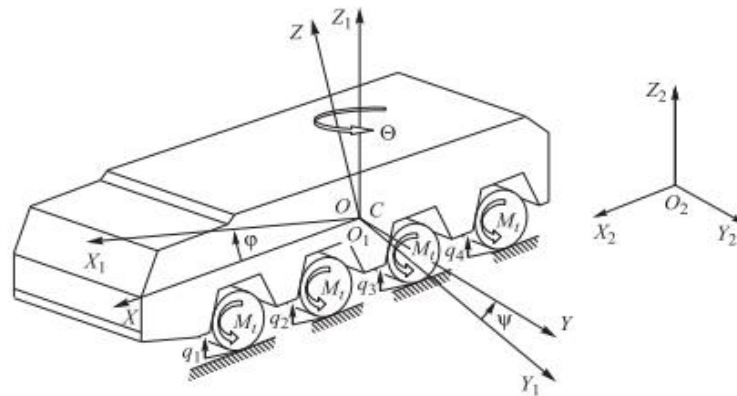
$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dV_r}{dt} = a_r = -K_G P_x (\Delta t_{pc_i}) - K_Q C_x (V_a) V^2 - K_K [G - K_y C_y (V_a) V^2] - F_{fr_2} (pd) \\ L(t) = \int_0^t V_r dt \\ V_r = V_{r_0} - \Delta V_r \\ V_a = V_r \pm U \\ L_{r_0} = L_{r_i} - \Delta L_{r_0} \\ \Delta L_r = L_{r_0} - L_r \end{array} \right. \quad (1.51)$$

Ierīces izvadē var iegūt divus iespējamus rezultātus:

- ja aprēķinātais skrejceļa rezerves garums  $\Delta L_r$  ir pozitīvs ( $+\Delta L_r$ ), nosēšanās būs veiksmīga un atbildīs visām prasībām (nosēšanās ir apmierinoša);
- ja aprēķinātais skrejceļa rezerves garums  $\Delta L_r$  ir negatīvs ( $-\Delta L_r$ ), lidmašīnas nosēšanās neiekļaujas skrejceļa robežās un nosēšanās uzskatāma par neapmierinošu.

### Gaisa kuģa riteņu kustība pret lidmašīnas korpusu.

Ņemot vērā ka šai kustībai ir papildus brīvības pakāpe ir jāizanalizē to ietekmi uz mūsu modeļu.



1.17. att. Šasija novietojums telpā.

Dinamikas vienādojumi šasijas sistēmai (ŠS) tiek ierakstīti saistītajā sistēmā koordinātas, tāpēc kā kustības parametrus uzstājas lineārās ( $V_x, V_y, V_z$ ) un leņķa ( $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ ) projekcijas ar saistītajām asīm.

Saistītās koordinātu sistēmas izmantošanu dinamikas vienādojumu ierakstīšanai nosaka šādi noteikumi:

1) uzskatīsim, ka kustīgās ass ar koordinātu sākumu centrā masu inerces galvenās asis un inerces momenti attiecībā pret tiem nav atkarīgi no kinemātisko parametru izmaiņām;

2) galvenie ārējie spēki, kas darbojas uz ŠS, ir orientēti uz korpusu un visbiežāk izteikti koordinātu asīm, kas ir stingri saistītas ar to.

Sakarā ar to dinamikas vienādojumu forma, kas ierakstīta kustīgā koordinātu sistēmā ir vienkāršāka un ērtāka turpmākajam risinājumam, lai pilnībā atspoguļotu kustīgā ķermeņa un ārējās vides mijiedarbības procesus.

### Riteņmašīnas korpusa kustības vienādojumu vispārīgā forma.

Pirmos trīs riteņmašīnas kustības virziena vienādojumus var iegūt, pamatojoties uz teorēmu par kustības daudzuma maiņu. Projicēt teorēmas vektoru izteiksmi uz ass OXYZ, dabūsim:

$$\begin{cases} m\dot{V}_{cX} + m(\omega_Y V_{cZ} - \omega_Z V_{cY}) = \sum_k F_k^X; \\ m\dot{V}_{cY} + m(\omega_Z V_{cX} - \omega_{Xk}^c V_{cZ}) = \sum_k F_k^Y; \\ m\dot{V}_{cZ} + m(\omega_{Xk}^c V_{cY} - \omega_Y V_{cX}) = \sum_k F_k^Z, \end{cases} \quad (1.52)$$

kur:  $m$  – sistēmas masa;

$F_k^X, F_k^Y, F_k^Z$  – spēki kas darbojas uz sistēmu.

Korpasa rotācijas kustības dinamikas vienādojumus ap centru var iegūt, pamatojoties uz teorēmu par kustības daudzuma pamat momenta maiņu. Vektor formā vispārējam gadījumam vienādojums ar Bura formulu:

$$\frac{dK_0}{dt} + \omega \times K_0 = L_0^{(e)} \quad (1.53)$$

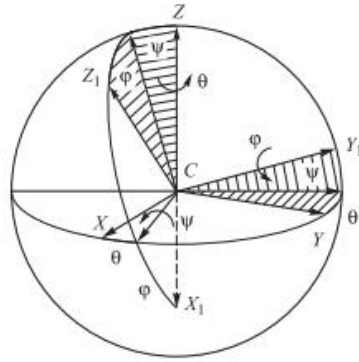
kur:  $K_0 = J\bar{\omega}$  – galvenais moments kustības daudzumam;

$\frac{dK_0}{dt}$  – lokālais atvasinājums pēc laika no galvenā momenta kustības daudzuma attiecīgi centra C.

Šajā gadījumā galveno momentu var atrast ar Ņūtona trešo likumu. Projektijas uz ritošās sistēmas ass ar korpasa rotācijas kustības dinamikas vienādojumu ap masas centru var ierakstīt sistēmas veidā

$$\begin{cases} \frac{dK_X}{dt} + (\omega \times K_0)_X = L_X^{(e)}; \\ \frac{dK_Y}{dt} + (\omega \times K_0)_Y = L_Y^{(e)}; \\ \frac{dK_Z}{dt} + (\omega \times K_0)_Z = L_Z^{(e)}. \end{cases} \quad (1.54)$$

### Kustības sakaru kinemātiskie parametri un vienādojumi.



1.18. att. Eilera-Krilova leņķi.

Tā kā nesaistītās koordinātu sistēmas ass  $O_2X_2Y_2Z_2$  paralēli pussaistītās koordinātu sistēmas asīm  $O_1X_1Y_1Z_1$ , tad lai noteiktu virziena kustības kinemātiskos parametrus, izmanto koordinātu lineārās pārveidošanas matricas no saistītās sistēmas uz pussaistītu. Šīs lineārās transformācijas matricas tiek izteiktas caur Eilera - Krilova leņķiem:

$$\begin{bmatrix} V_{cX2} \\ V_{cY2} \\ V_{cZ2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_{cX} \\ V_{cY} \\ V_{cZ} \end{bmatrix} \quad (1.55)$$

kur:  $V_{cX2}, V_{cY2}, V_{cZ2}$  - momentānā kustības ātruma projekcijas uz nesaistītās koordinātu sistēmas ass;  $a_{ij}$  - vadlīnijas,  $V_{cX}, V_{cY}, V_{cZ}$  - momentānā masas centra kustības ātruma projekcijas uz saistītās koordinātu sistēmas ass.

Vienkāršā veidā matricas vienādojumus var ierakstīt šādi:

$$[V_{cX2}, V_{cY2}, V_{cZ2}]^T = \|a_{ij}\| [V_{cX}, V_{cY}, V_{cZ}]^T = B [V_{cX}, V_{cY}, V_{cZ}]^T, \quad i, j = 1, 2, 3. \quad (1.56)$$

kur  $B$  - ir kvadrātveida kosinusu matrica. Līdzīgi kā mašīnas ātruma projekcijas, saistītās koordinātu sistēmas ass:

$$[V_{cX}, V_{cY}, V_{cZ}]^T = B^T [V_{cX2}, V_{cY2}, V_{cZ2}]^T, \quad i, j = 1, 2, 3. \quad (1.57)$$

Ar nesarežģītam pārveidojam varam saņemt pašus vērtējumus matricai:

$$\begin{bmatrix} a_{11} = \cos \theta \cos \varphi - \sin \psi \sin \varphi \sin \theta & a_{12} = -\cos \psi \sin \theta & a_{13} = \sin \varphi \cos \theta + \cos \varphi \sin \psi \sin \theta \\ a_{21} = \sin \theta \cos \varphi + \cos \theta \sin \varphi \sin \psi & a_{22} = \cos \psi \cos \theta & a_{23} = \sin \varphi \sin \theta - \sin \psi \cos \theta \cos \varphi \\ a_{31} = -\cos \psi \sin \varphi & a_{32} = \sin \psi & a_{33} = \cos \varphi \cos \psi \end{bmatrix}$$

## 1.5. Gaisa kuģa nosēšanas modeļa aprēķināšana

Lai labāk saprast kā notiek nosēšanas process kā arī izvēlēties metodoloģiju kā mēs varām uz to ietekmēt nepieciešami izveidot modeli specialā programmatūra kur būs iespējams droši un ātri veikt eksperimentus. Diemžēl visam modernam lidmašīnām tas tehniskie raksturojumi (kā arī ģeometriskie un aerodinamiskie parametri, dažādi koeficienti, dzinējas raksturojumi un tml.) turas slēpumā. Tamdēļ modelēt situāciju uz visam vai konkrētam gaisa kuģim nav iespējams bet ideoloģiski šajā disertācijas ietvaros ir plānots uzkonstruēt tādu sistēmu kas varētu strādāt jebkurā GK un pie jebkurām laika apstākļiem. Modeles realizācijai bija izlemts paņemt datus par Xian Y-7 gaisa kuģu par kuru atvērtā veidā ir pieejams diezgan liels informācijas apjoms kas ir pietiekošs vismaz teorētiskai aprēķināšanai.

Izmantosim sekojošus datus aprēķinam:

1.3. tabula

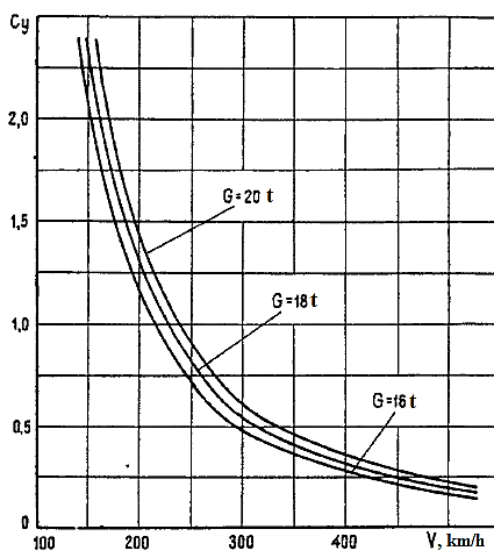
Xian Y-7 lidmašīnas parametri

| Nr. | Parametrs                                      | Vērtība | Mērvienība          |
|-----|--|---------|---------------------|
| 1.  | Lidmašīnas masa (G)                            | 206010  | kg·m/s <sup>2</sup> |
| 2.  | Gravitācijas paātrinājums (q)                  | 9.81    | m/s <sup>2</sup>    |
| 3.  | Reversa vilkme (P <sub>x</sub> )               | 6472.4  | kg·m/s <sup>2</sup> |
| 4.  | Spārnu laukums (S)                             | 74.98   | m <sup>2</sup>      |
| 5.  | Gaisa blīvums (ρ)                              | 1.225   | kg/m <sup>3</sup>   |
| 6.  | Nosēšanas ātrums (V <sub>r0</sub> )            | 49.44   | m/s                 |
| 7.  | Skaņas ātrums zemes augstumā (a <sub>H</sub> ) | 340     | m/s                 |

### Aerodinamiskie koeficienti C<sub>x</sub> and C<sub>y</sub>

Pirmajā vienādojumu sistēmas komponentā (1.51.) mēs varam redzēt aerodinamiskos koeficientus C<sub>x</sub> un C<sub>y</sub>, kas vēl nav noteikti. Galvenā viņu problēma ir tā, ka viņi maina koeficientus, jo tie ir atkarīgi no lidmašīnas ātruma vērtības. C<sub>x</sub> un C<sub>y</sub> atkarību no lidmašīnas ātruma var noteikt pēc grafikiem, kas iegūti lidmašīnas Xian Y-7 tehniskajā aprakstā.

Sākumā mēģināsim noskaidrot aerodinamiskā koeficienta C<sub>y</sub> atkarību no lidmašīnas ātruma nosēšanās laikā. Lai paveiktu šo uzdevumu, mums ir jāņem lidmašīnas aerodinamiskā raksturlīkne (att.1.17.) no lidmašīnas tehniskā apraksta.



1.17. att. GK aerodinamiskie parametri nosēšanas režīmā pie izlaistam aizspārniem uz 38 grādiem. C<sub>y</sub> – spārna pacelšanas koeficients; V- lidojuma gaisa ātrums; G – nosēšanas masa

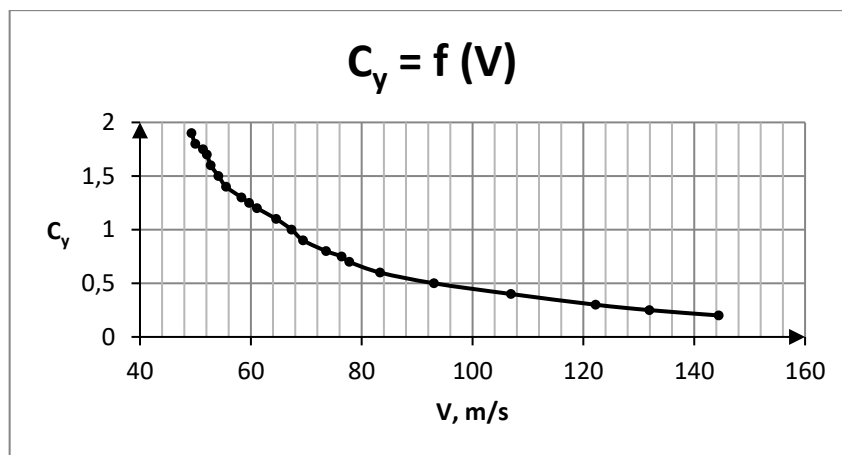
No att.1.17. Izveidosim tabulu, kurā katra spārna pacelēja koeficients atbilst lidojuma gaisa ātruma īpašajai vērtībai. Mēs izskatīsim gadījumu, kad nosēšanās masa ir vienāda ar 20 tonnām, jo tā ir vistuvākā šīs lidmašīnas pacelšanās masai.

1.4. tabula

$C_y$  atbilstība  $V$  ātrumam

| $C_y$ | $V, \text{ km/h}$ | $V, \text{ m/s}$ |
|-------|-------------------|------------------|
| 0.2   | 520               | 144.4444         |
| 0.25  | 475               | 131.9444         |
| 0.3   | 440               | 122.2222         |
| 0.4   | 385               | 106.9444         |
| 0.5   | 335               | 93.05556         |
| 0.6   | 300               | 83.33333         |
| 0.7   | 280               | 77.77778         |
| 0.75  | 275               | 76.38889         |
| 0.8   | 265               | 73.61111         |
| 0.9   | 250               | 69.44444         |
| 1.0   | 242.5             | 67.36111         |
| 1.1   | 232.5             | 64.58333         |
| 1.2   | 220               | 61.11111         |
| 1.25  | 215               | 59.72222         |
| 1.3   | 210               | 58.33333         |
| 1.4   | 200               | 55.55556         |
| 1.5   | 195               | 54.16667         |
| 1.6   | 190               | 52.77778         |
| 1.7   | 187.5             | 52.08333         |
| 1.75  | 185               | 51.38889         |
| 1.8   | 180               | 50.00000         |
| 1.9   | 177.5             | 49.30556         |
| 2.0   | 177.5             | 49.30556         |
| 2.1   | 175               | 48.61111         |
| 2.2   | 172.5             | 47.91667         |
| 2.25  | 170               | 47.22222         |

Ar Word aproksimācijas ierīci uzbūvēsim grafiku (att.1.18.) ko pēc tam izmantosim modelēšanai.



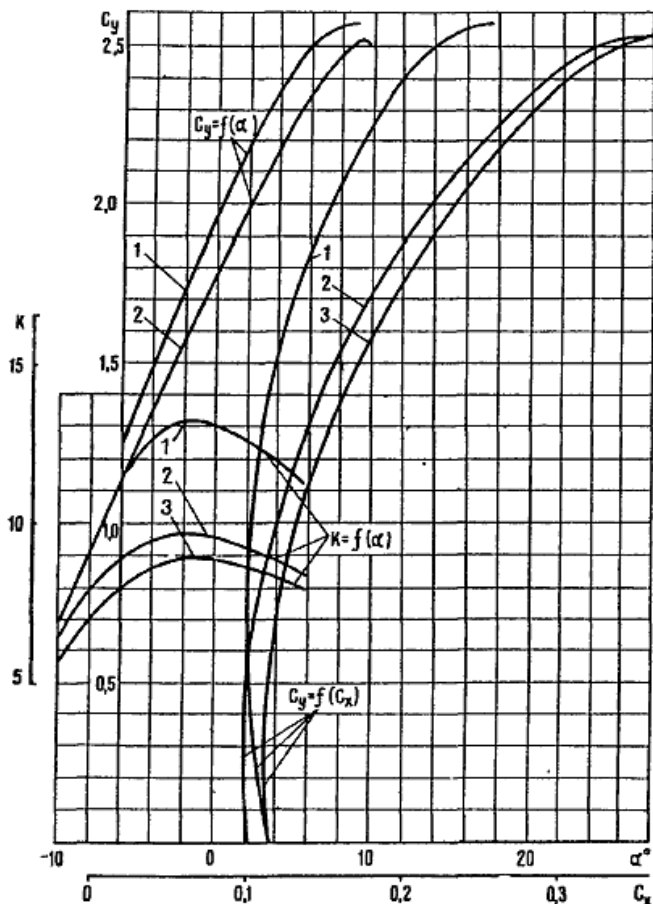
1.18. att. Spārna pacelšanas koeficients  $C_y$  atkarība no GK ātruma ar izlīdzinājuma vienādojumu.



$$C_y = -5.885 \cdot \ln(V) + 24.924 \quad (1.52)$$

kur:  $C_y$  – spārna pacelšanas koeficients;  
 $V$  – GK ātrums.

Nemot no tehniskas dokumentācijas GK polāras atkarību  $C_x$  no  $C_y$  (att.1.19.) izveidosim tādu pašu tabulu priekš  $C_x$  (tab.1.5).



1.19. att. GK polāras un  $C_y = f(\alpha)$  un  $K = f(\alpha)$  līknes nosēšanas etapa pie izlaistam aizspārniem uz  $38^\circ$ . 1 – blakus zemei ar izvilktiem ritīniem; 2 – prom no zemes ar ievilktiem; 3 – prom no zemes ar izvilktiem ritīniem;  $C_y$  – pacelšanas koeficients;  $C_x$  – pretestības koeficients;  $\alpha$  – uzplūdes leņķis;  $K$  – kvalitāte.

1.5. tabula

Spārna pacelšanas koeficients attiecīgi pret pretestības koeficientu

| $C_y$ | $C_x$  |
|-------|--------|
| 0.1   | 0.11   |
| 0.2   | 0.1075 |
| 0.3   | 0.105  |
| 0.4   | 0.1025 |
| 0.5   | 0.1    |
| 0.6   | 0.1    |
| 0.7   | 0.1    |
| 0.8   | 0.1    |
| 0.9   | 0.1    |
| 1.0   | 0.1015 |
| 1.1   | 0.105  |
| 1.2   | 0.1075 |
| 1.3   | 0.11   |

|     |        |
|-----|--------|
| 1.4 | 0.115  |
| 1.5 | 0.1175 |
| 1.6 | 0.125  |
| 1.7 | 0.1275 |
| 1.8 | 0.1325 |
| 1.9 | 0.1425 |
| 2.0 | 0.15   |
| 2.1 | 0.16   |
| 2.2 | 0.1675 |

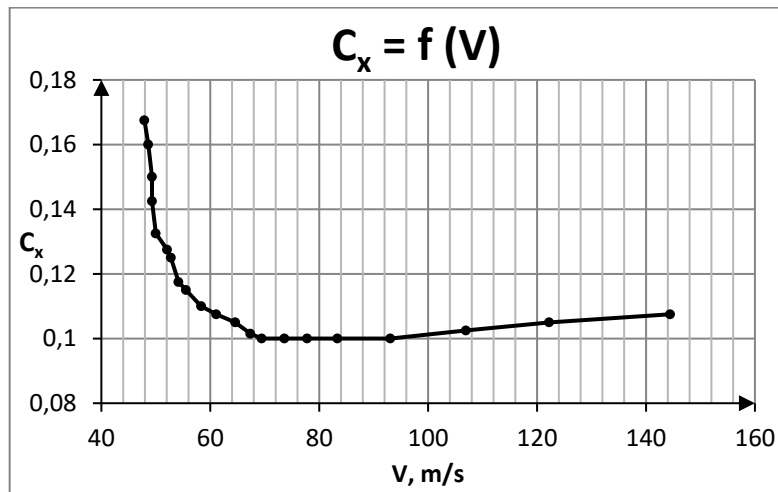
Apvienojot divus iepriekšējos tabulas izveidosim jaunu – pretestības koeficienta  $C_x$  atkarība pret GK ātrumu (tab.1.6).

1.6. tabula

Pretestības koeficienta  $C_x$  atkarība pret GK ātrumu

| $C_x$    | V, km/h  | V, m/s   |
|----------|----------|----------|
| <b>1</b> | <b>2</b> | <b>3</b> |
| 0.1075   | 520      | 144.4444 |
| 0.105    | 440      | 122.2222 |
| 0.1025   | 385      | 106.9444 |
| 0.1      | 335      | 93.05556 |
| 0.1      | 300      | 83.33333 |
| 0.1      | 280      | 77.77778 |
| 0.1      | 265      | 73.61111 |
| 0.1      | 250      | 69.44444 |
| 0.1015   | 242.5    | 67.36111 |
| 0.105    | 232.5    | 64.58333 |
| 0.1075   | 220      | 61.11111 |
| 0.11     | 210      | 58.33333 |
| 0.115    | 200      | 55.55556 |
| 0.1175   | 195      | 54.16667 |
| 0.125    | 190      | 52.77778 |
| 0.1275   | 187.5    | 52.08333 |
| 0.1325   | 180      | 50       |
| 0.1425   | 177.5    | 49.30556 |
| 0.15     | 177.5    | 49.30556 |
| 0.16     | 175      | 48.61111 |
| 0.1675   | 172.5    | 47.91667 |

Tapāt kā iepriekšējo reizi izmantojot “trendline” funkciju izveidosim grafiku (att.1.20.):



1.20. att. Pretestības koeficienta  $C_x$  atkarība no ātruma  $V$ .

$$C_x = -0.424 \cdot \ln(V) + 1.8024 \quad (1.53)$$

### Diferenciālā vienādojuma atlikušie komponenti un koeficientu aprēķins

Diferenciālajā vienādojumā (1.51.) ir daži nemainīgi koeficienti, kas joprojām nav atrasti. Tie ir ļoti piemēroti gaidāmajam simulācijas procesam pašlaik ražojošajā ierīcē lidmašīnas nolaišanās vadības ierīcei.

Diferenciālā vienādojuma (1.51.) pirmais koeficients ir  $K_G$ . Šim koeficientam ir šāda formula (1.54.), kas sākotnēji norādīta formulas aprakstā (1.47.).

$$K_G = \frac{q}{G} \quad (1.54)$$

Ja tiek ņemtas attiecīgo parametru vērtības no 3.1. tabulas, ir iespējams iegūt koeficienta  $K_G$  skaitlisko vērtību:

$$K_G = \frac{q}{G} = \frac{9.81 \text{ m/s}^2}{206010 \text{ kg} \cdot \text{m/s}^2} \approx 4.76 \cdot 10^{-5} \text{ 1/kg} \quad (1.55)$$

Nākamais koeficients, kas vēl nav zināms, ir  $K_x/K_y$ , kam ir formula (1.56.) un kas vispirms tika iekļauts formulas aprakstā (1.47.).

$$K_x = K_y = \frac{s\rho}{2} \quad (1.56)$$

Ja tiek ņemtas attiecīgo parametru vērtības no 3.1. tabulas, ir iespējams iegūt koeficienta  $K_x/K_y$  (1.57.) skaitlisko vērtību.

$$K_x = K_y = \frac{s\rho}{2} = \frac{74.98 \text{ m}^2 \cdot 1.225 \text{ kg/m}^3}{2} \approx 45.92 \text{ kg/m} \quad (1.57)$$

Definēsim rites pretestības koeficienta  $k_{fr1}$  vērtību (1.37.). Ja mēs aplūkojam šīs formulas anotāciju, mēs varam redzēt, ka lidmašīnas kustības ātrums  $V$  tiek mērīts jūdzēs/h, bet manas ierīces aprēķinos es cenšos saglabāt visus mērījumus Starptautiskajā mērvienību sistēmā (SI). Tāpēc vispirms ir jāpāriet no m/s uz jūdzēm/stundā, jo formula nozīmē ātruma vienību izmantošanu jūdzēs/stundā. Saskaņā ar 3.1. tabulu Xian Y-7 nosēšanās ātrums ir 49,44 m/s. Ja mēs pārveidojam 49,44 m/s jūdzēs stundā, mēs iegūstam lidmašīnas nosēšanās ātrumu, kas vienāds ar 110,6 jūdzēm stundā. Ir arī vēl viens nezināms vienādojuma komponents. Tas ir skrejceļa stāvokļa koeficients  $C_{st}$ . Kā jau tika spriests, pirms šis koeficients ir atkarīgs no dažāda veida skrejceļa apstākļiem. Mūsu gadījumā mēs to uzskatīsim par ideālu, un tādējādi tas būs vienāds ar 1,0. Tagad, saņemot visu nepieciešamo informāciju, mēs varam aprēķināt koeficienta  $k_{fr1}$ :

$$k_{fr1} = (0.0041 + 0.000041 \cdot V)C_{st} = (0.0041 + 0.000041 \cdot 110.6) \cdot 0.1 \approx 0.0086 \quad (1.58)$$

Šim koeficientam nav nekādu mērvienību.

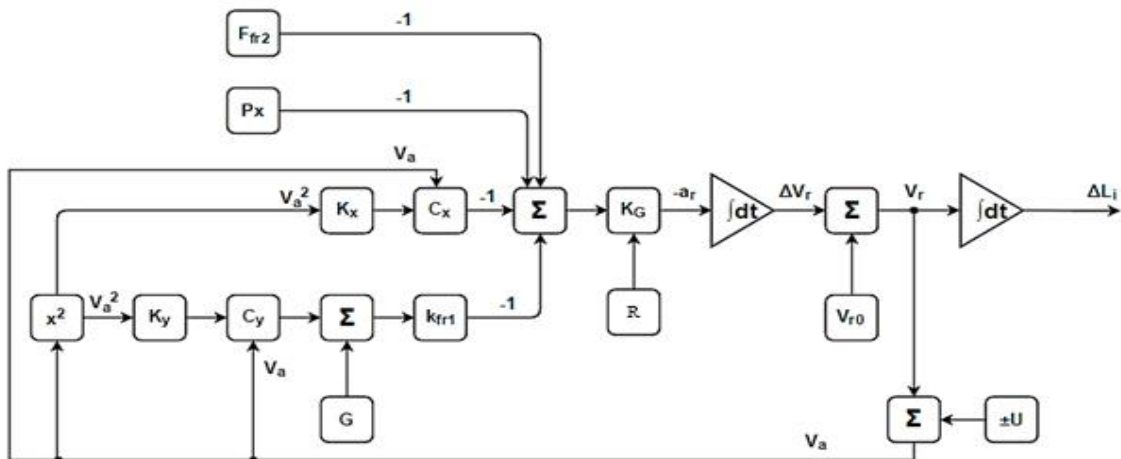
## Dinamiskā modeļa blokhēmas izstrāde

Ja visa nepieciešamā teorētiskā informācija par lidmašīnas dinamisko modeli nosēšanās procedūras laikā un visi koeficienti ir aprakstīti un aprēķināti, var sākt dinamiskā modeļa bloka shēmas izstrādi un tās ekspluatācijas derīguma pārbaudi.

Lai izstrādātu dinamiskā modeļa blokhēmu, jāizmanto dinamiskā modeļa 1.48. vienādojumu sistēma. Šajā gadījumā nav obligāti jāizmanto pilnīgā un galīgā 1.51. vienādojumu sistēma, jo tiek izstrādāts tikai dinamiskais modelis, tāpēc 1.48. vienādojumu sistēma būs pietiekama, lai izpildītu šo uzdevumu.

Nolemts izmantot *MathWork* programmu, *MATLAB* un *SIMULINK* programmatūru, lai izveidotu un pārbaudītu nosēšanās dinamikas modeļa pareizu darbību. Izvēli nosaka vairāki iemesli, piemēram, laba lietojumprogrammas funkcionalitāte, nepieciešamo komponentu pieejamība dinamiska modeļa izveidei, iekārtas izmantošana, vienkāršība komponentu mainīšanā utt.

Saskaņā ar 1.48. vienādojumu ir vairāki ievades komponenti, ko lietotājs ir iestatījis simulācijas procedūras sākumā atkarībā no novērojuma mērķiem: dzinēja atpakaļgaitas vilces režīms  $P_x$ ; nosēšanās ātrums  $V_r$ ; rites pretestības spēks  $F_{fr2}$ ; vēja ātrums  $U$ ; lidmašīnas svars  $G$ ; rotācijas sastāvdaļa  $R$ . Šīs ievades sastāvdaļas var viegli mainīt, piemēram, citas lidmašīnas izvēles gadījumā. Ir arī vairāki nemainīgi un mainīgi koeficienti, kas tika apspriesti un aprakstīti iepriekš. Visbeidzot tika iegūta šāda blokhēma (1.21. att.):



1.21. att. Dinamiskā modeļa blokhēma.

Kā redzams, šajā blokhēmā ir visas komponentes, kas aprakstītas 1.48. vienādojumā. Dinamiskā modeļa blokhēmu var iedalīt vairākos kanālos, kas kopā nodrošina modeļa pareizu darbību kā pilnu sistēmu, taču tie var darboties arī atsevišķi atkarībā no tā, ko nepieciešams analizēt. Pirmais kanāls ir bremzēšanas spēks  $F_{fr2}$ , ko rada bremžu kustība. Tas pāriet uz summēšanas ierīci, tad uz pastiprinājuma  $K_G$ , pēc kura caur pirmo integratoru, summējot ierīci, kurā tas tiek summēts ar nosēšanās ātruma  $V_{r0}$ , un visbeidzot caur otro integratoru, pēc kura tiek iegūts nepieciešamais nosēšanās skrējiena garums. Kā redzams, tas ir viens no vienkāršākajiem kanāliem blokhēmā, jo tam nav nekādu padevju vai krustojas ar citiem kanāliem.

Otrais kanāls ir dzinēja atpakaļgaitas vilces režīma ķēde, kas ir identiska bremžu kontūram. Tam ir viens un tas pats ceļš un elementi, un tas ir ļoti vienkāršs, bez barošanas vai krustojamu ar citiem kanāliem.

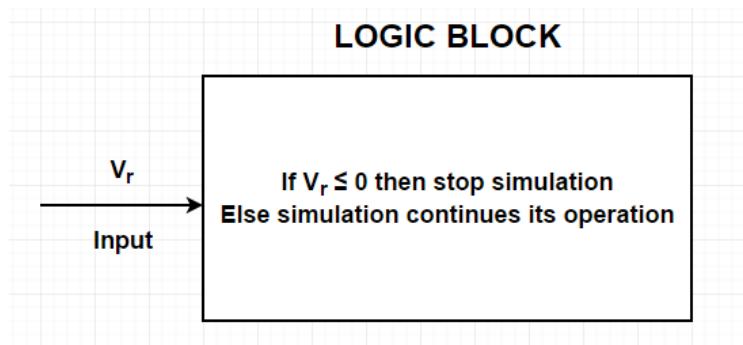
Trešais dinamiskā modeļa kanāls ir pretestības ķēde. Šis kanāls ir sarežģītāks, jo tam nav tiešas ievades kā divos iepriekšējos iepriekš aprakstītajos kanālos. Pēc ienākošā signāla summēšanas ar nepieciešamo nosēšanās ātrumu tiek ņemtas divas padeves. Pirmais atgriezeniskās saites signāls ir mainīgais koeficients  $C_x$ , kas ir atkarīgs no ātruma vērtības un mainās katru reizi, kad tiek saņemts jauns ātrums. Otrs atgriezeniskais signāls tiek apgriezts un padots ar koeficientu  $K_x$ . Pretestības spēks mainās līdz ar lidmašīnas ātrumu maiņu.

Pēdējais kanāls ir vissarežģītākais. Tas ir bremsēšanas spēks, ko rada riteņu kustības bremsēšanas spēks. Tajā ir divas padeves, tāpat kā vilcējspēka kanāla gadījumā, bet klāt nāk summēšanas ierīce, kurā šajā laika intervālā radītais cēlējspēks tiek summēts ar lidmašīnas svaru. Cēlējspēks ir negatīvs, bet svars ir pozitīvs. Mazākā vērtība pēc summēšanas ierīces būs pieslēgšanās punktā, kad šīs divas komponentes būs praktiski vienādas, bet tad lidmašīnas svars samazinās pacelšanas spēku.

## 1.6. Lidmašīnas nosēšanās modeļa uzlabošanas komponenti

Lidmašīnas nosēšanās dinamiskā modeļa blokshēma, kas parādīta iepriekš att.1.21. ir īstais darba modelis, kas aprēķina atlikušā skrejceļa garumu līdz lidmašīnas pilnīgai apstāšanās brīdim, kad tiek ievadīti visi nepieciešamie parametri. No otras puses, daudz reižu simulācijas procedūras laikā esmu ievērojis, ka aprēķina  $\Delta L_i$  galarezultāts kļuva negatīvs, kas konkrētajā modelī nav atļauts, jo  $\Delta L_i$  norāda atlikušo skrejceļa garumu, līdz lidmašīnas pilna apstāšanās un garums ir pozitīvā vērtība. Pēc kāda laika sapratu, ka negatīvā vērtība ir programmatūras izpildītā ilgā simulācijas laika rezultāts. Programmatūrai nav svarīgi, kāds rezultāts ir nepieciešams, un tā turpinās aprēķinu līdz katra eksperimenta sākumā norādītā laika beigām. Tāpēc bija nepieciešams kaut kādā veidā atrisināt šo problēmu. Risinājums šajā gadījumā ir pavisam vienkāršs.

Nosēšanās procedūras sākumā piloti ievada nosēšanās ātruma  $\Delta V_{r0}$ , kas atšķiras dažādiem lidmašīnu tipiem, bet ko pazīst piloti. Lidmašīnas nosēšanās un skrejceļa kustības laikā šis ātrums samazinās, kas loģiski izskaidrojams ar lidmašīnas bremsēšanas procedūru. Aprēķinātais modeļa ātrums pēc pirmā integratora  $\Delta V_r$  no otras puses palielinās laikā un kādā laika momentā būs vienāds vai pat lielāks par nosēšanās ātruma  $\Delta V_{r0}$ . Rezultātā pēc odzes mēs iegūsim ātrumu  $V_r$ , kas ir vienāds ar nulli vai pat mazāks, un tas nav apmierinošs rezultāts modelim. Negatīva vērtība pēc pastiprinātāja parādās aprēķinātā ātruma  $\Delta V_r$  dēļ, kas sākotnēji ir negatīvs. Ievadītā nosēšanās ātruma  $\Delta V_{r0}$  kompensē šo negatīvo vērtību pastiprinātājā līdz brīdim, kad  $\Delta V_r$  kļūst lielāks. Lai nepieļautu negatīva rezultāta parādīšanos modeļa izvadē, ir jāpievieno loģiskais bloks pirms otrā integratora (att.1.22.).

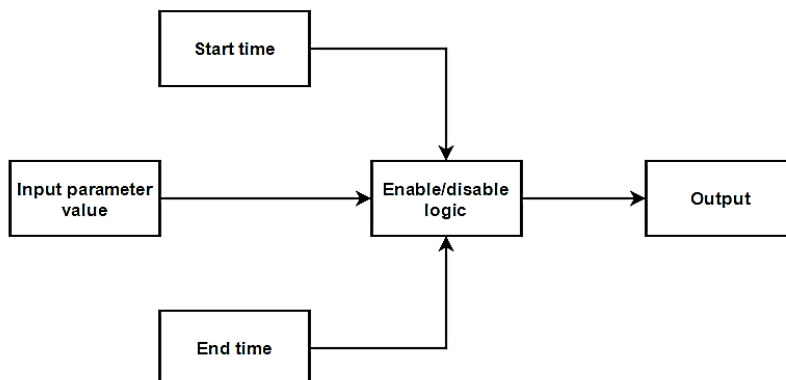


1.22. att. Loģiskais bloks, kas pārbauda  $V_r$  vērtību.

Loģikas bloka galvenais uzdevums ir pārbaudīt  $V_r$  vērtību pēc pirmā integratora un savienotāja. Ja  $V_r$  ir pozitīvs, loģiskais bloks neveic nekādas darbības un simulācijas procedūra notiek tā, kā bija iepriekš. Tiklīdz  $V_r$  sasniedz nulles vērtību vai sāk kļūt negatīvs, loģiskais bloks aptur visa modeļa simulāciju. Šādā veidā, ieviešot šo loģiku, ir iespējams atbrīvoties no nevēlamiem rezultātiem uz modeļa izejas un padarīt dinamisko modeli daudz tuvāku reālajiem lidmašīnas nosēšanās un bremsēšanas apstākļiem.

Vēl viens uzlabojums, kas jāpievieno sākotnējam dinamiskajam modelim, ir ievadparametru kontrole. Kad lidmašīna nolaižas, piloti veic vairākas procedūras, lai apturētu lidmašīnu. Pilotiem netiek pielikts apgrieztais grūdiens tieši pēc tam, kad veikta nolaišana. Tie nogaida vairākas sekundes un tikai tad piemēro dzinēja atpakaļgaitas vilces režīmu. Turklāt reversā vilce ir aktīva noteiktu laika periodu pēc tam, kad tā ir atspējota. Līdzīgu procedūru veic

ar nosēšanās pārnēsumu bremsēm. Piloti nestumj bremsēšanas pedāļus uzreiz pēc tam, kad ir veikta nolaišana, un bremzes ir aktīvas noteiktu laika periodu, kā arī apgrieztā vilce. Tas jāņem vērā nosēšanās dinamikas modelī, jo, ja nav nekādas kontroles attiecībā uz nosēšanās ievades parametriem, programmatūra pastāvīgi piemēro to vērtības modelim un galarezultāts būs nepareizs. Tāpēc nolēmu pievienot īpašu iespējošanas/atspējošanas vadības ierīci (att.1.23).

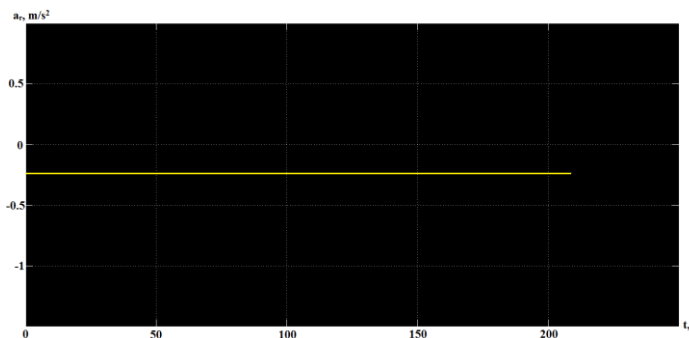


1.23. att. Ievades parametri aktivizējoša/atspējošā vadības ierīci.

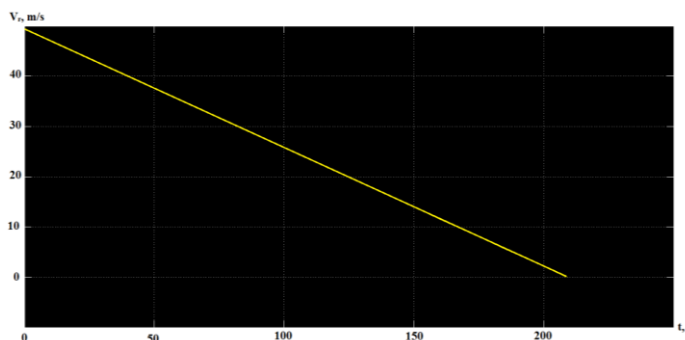
Vadības ierīces galvenais uzdevums ir iespējot un deaktivizēt ievades parametru vērtības, kad tas ir nepieciešams. Katra eksperimenta sākumā ir iespējams definēt ievades parametra vērtību, tā palaišanas sākuma laiku un laiku, kad šis parametrs tiks izslēgts. Visas šīs darbības tiks analizētas iespējošanas/atspējošanas loģiskajā vienībā, un tā veiks visas operāciju procedūras. Aktivizēšanas/atspējošanas vadības ierīces atšķirīgā iezīme ir tā, ka tā ir daudzfunkciju vienība un to var izmantot dažādiem ievades signāliem dinamiskajā modelī.

## 1.7. Modelēšanas rezultāts

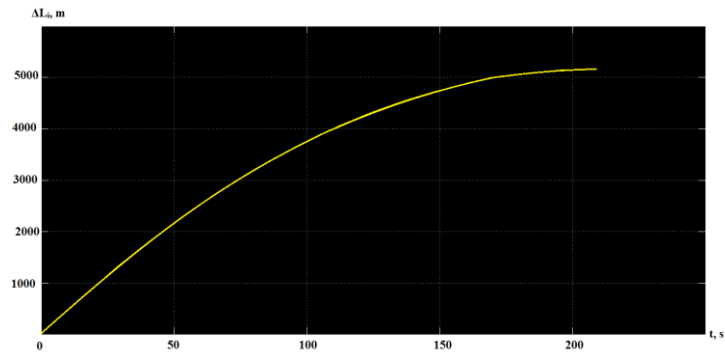
Šajā nodaļā atspoguļotas dažādas diagrammas iegūtas modelēšanas laikā kas vēlāk salīdzināsim ar reālajiem datiem eksperimentēs veikšanas laikā.



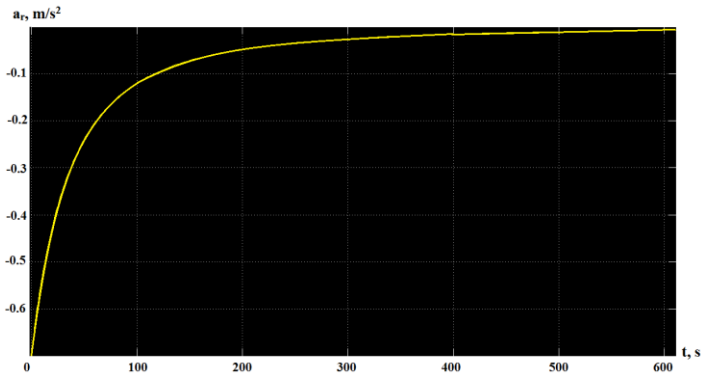
1.24. att. Paātrinājuma  $a_r$  diagramma (bremzēšanas ar pedāļiem  $F_{f2}$ ).



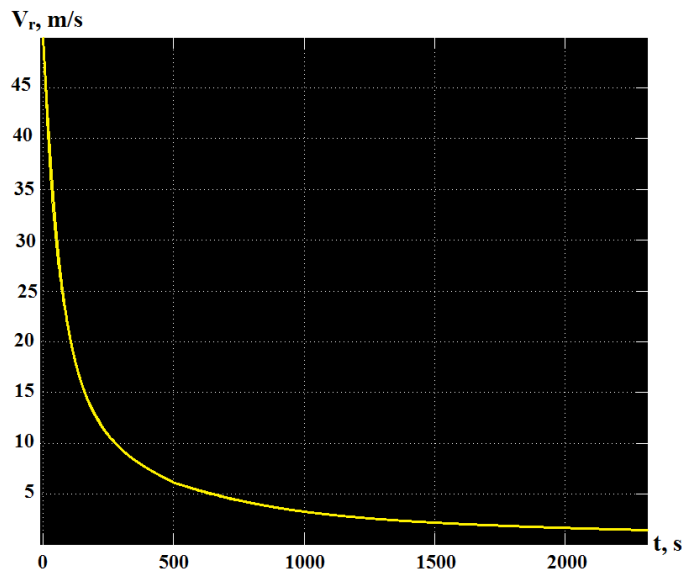
1.25. att. Nosēšanas ātruma  $V_r$  diagramma (bremzēšanas ar pedāļiem  $F_{f2}$ ).



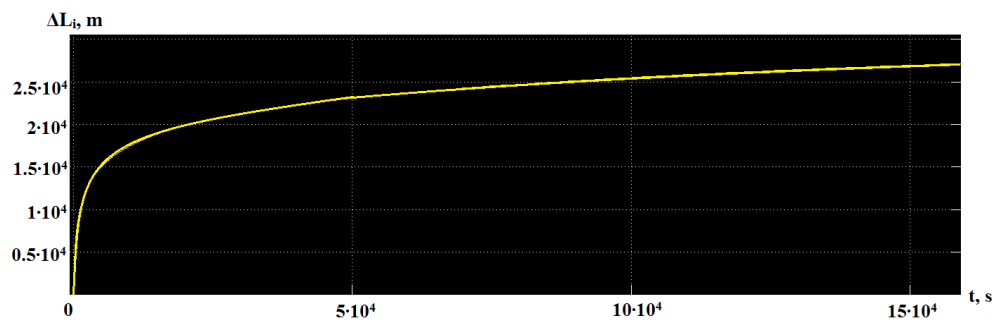
1.26. att. Nosēšanas skrejceļa  $\Delta L_i$  diagramma (bremzēšanas ar pedāļiem  $F_{fr2}$ ).



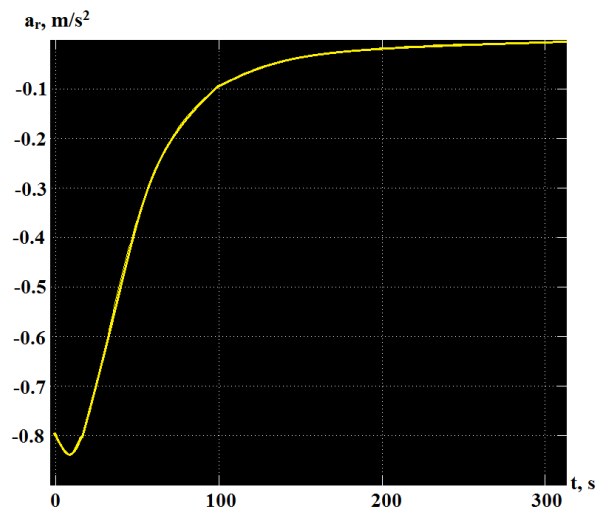
1.27. att. Paātrinājuma  $a_r$  diagramma (pretestības spēks ar vidējo  $C_x$  vērtību).



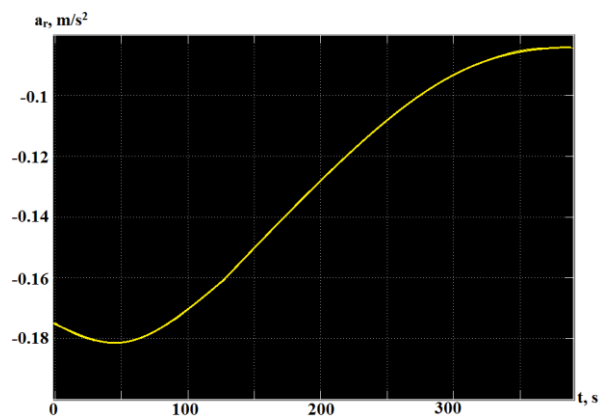
1.28. att. Nosēšanas ātruma  $V_r$  diagramma (pretestības spēks ar vidējo  $C_x$  vērtību).



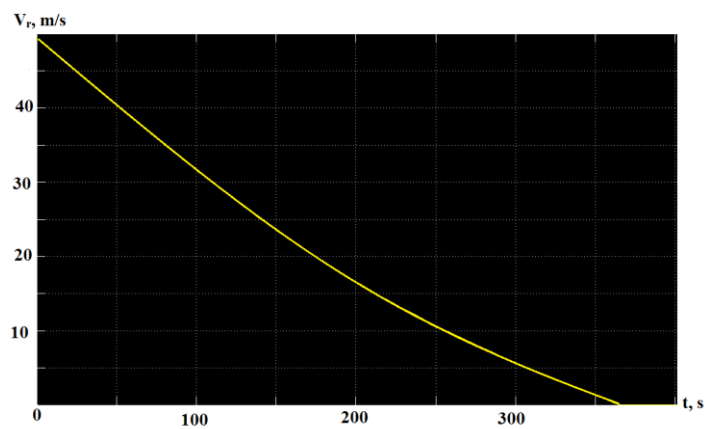
1.29. att. Nosēšanas skrejceļa garums  $\Delta L_i$  diagramma (pretestības spēks ar vidējo  $C_x$  vērtību).



1.30. att. Paātrinājuma  $a_r$  diagramma (pretestības spēks ar maināmo  $C_x$  vērtību).

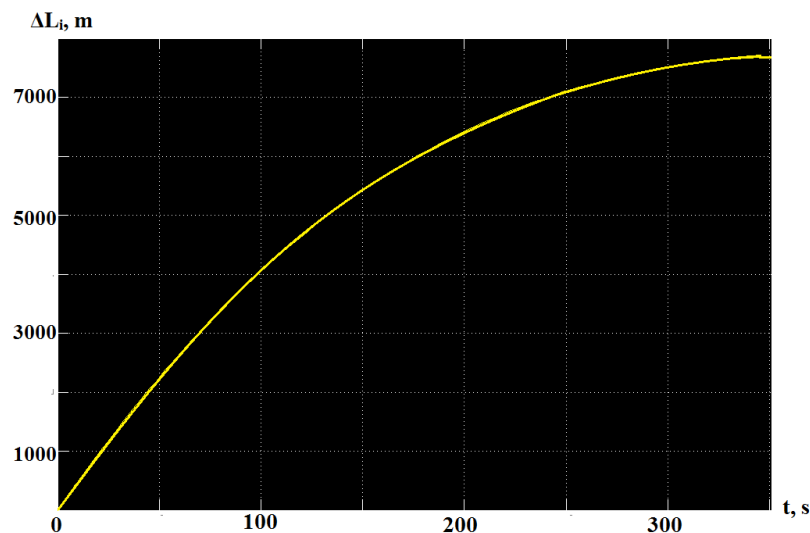


1.31. att. Paātrinājuma  $a_r$  diagramma (riteņu pretestības spēks ar maināmo  $C_y$  vērtību).



1.32. att. Nosēšanas ātruma  $V_r$  diagramma (riteņu pretestības spēks ar maināmo  $C_y$  vērtību).





1.33. att. Nosēšanas skrejceļa  $\Delta L_i$  diagramma (riteņu pretestības spēks ar maināmo  $C_y$  vērtību).

Analizējot visus kanālus atsevišķi un pārlicinoties, ka tie darbojas pareizi, var secināt, ka viss modelis darbojas pareizi, sniedz atbilstošus un paredzamus rezultātus, kas neatbilst teorētiskajām zināšanām. Ja mēs savienojam vilkšanas spēka kanālu un riteņu berzes spēka kanālu, simulācijas rezultāts būs 2275 m, līdz lidmašīna pilnībā apstāsies. Ja savienosim visus četrus dinamiskā modeļa kanālus, nosēšanās distance samazināsies gandrīz divas reizes un kļūs par 1134 m. Šis rezultāts vēl vienu reizi apstiprina dzinēja atpakaļgaitas vilces un bremžu svarīgumu, kad lidmašīna nolaižas. Tās ir galvenās bremžu procedūras iekārtas, ko izmanto modernajās lidmašīnās.

Vēl viena modeļa atšķirība ir tā, ka to var izmantot dažādiem lidmašīnu tipiem, ja ir zināmi visi nepieciešamie parametri. Vienīgais, kas būtu jādara, ir jāievada jauni dati un jāsāk simulēt un analizēt iegūtos rezultātus.

## 2. PROBLĒMAS ANALĪZE

Pacelšanās un nosēšanās etapos gan uz zemes, gan gaisā notiek vismaz puse dažādu aviācijas negadījumu, tāpēc reglamentējošajos dokumentos tiek noteiktas stingras prasības gan lidlaukiem, ko ir iespējams droši ekspluatēt attiecīgos apstākļos, gan lidaparātu parametriem.

Mūsdienās nevienam lidaparātam nav sistēmu, kas ir spējīga aprēķināt un prognozēt lidmašīnas ieskriešanās un bremsēšanas ceļu pret PNJ beigām. Tomēr diezgan bieži tas izraisa traģiskas sekas. Ņemot vērā kompānijas “Boeing” statistiku (1.1. att.), tieši nolaišanās un noskrējiens pa PNJ ir pats bīstamākais no visiem lidojuma etapiem, un tajā notiek 47 % no visiem nelaimes gadījumiem. Tai pašā laikā nolaišanās process aizņem tikai nedaudzus procentus no visa lidojuma laika. Papildu sistēmas nodrošināšana GK dos iespēju samazināt avāriju skaitu nolaišanās laikā, Turklāt, ja normālos apstākļos galvenokārt tiek izvēlēts maksimālais bremsēšanas spēks, kas rada relatīvi lielu apriepojuma un bremsžu disku nolietojumu. No otras puses, pārāk pasīva bremsēšana, ko veic apkalpe, var izraisīt traģiskus notikumus vai – labākajā gadījumā – incidentu (izbraukšana no PNJ). Ja lidsastāva rīcībā būtu tāda ierīce, kas varētu noteikt iespējamo avāriju (pacelšanās-nolaišanās ceļa atlikuma nepietiekamību bremsēšanai un ieskrējienu), daudzas avārijas būtu iespējams novērst (savlaicīgi palielināt bremsēšanas spēku, pārtraukt pacelšanos, veikt otru nolaišanās apli utt.). Lidojuma ieskriešanās-nolaišanās stadijas panākumi ir stipri atkarīgi no cilvēciskā faktora, pilotu pieredzes, lidaparāta tehniskā stāvokļa un laika apstākļiem.

Šos faktoros var pierakstīt funkcionālas atkarības veidā. Noteicošais vērtēšanas faktors ir faktiskā noskriešanas distance ( $L_{nosk}$ ), ar kuras palīdzību lidmašīnas izbraukšanas iespēja aiz PNJ var izveidot kā šāda veida funkciju:

$$F(L_{nosk}) = \left\{ \begin{array}{l} f_1(x_1, x_2, \dots, x_n), f_2(y_1, y_2, \dots, y_m), f_3(z_1, z_2, \dots, z_k), \\ f_4(q_1, q_2, \dots, q_s), f_5(k_1, k_2, \dots, k_t) \end{array} \right\} \quad (2.1)$$

kur:  $f_1$  – funkcija, kas ir atkarīga no meteoroloģiskajiem apstākļiem;  
( $x_1, \dots, x_n$ ) – PNJ stāvoklis (sausā, slapja, segta ar ūdeni, dubļaina utt.),  
faktiskais piezemēšanās ceļavējš un citi faktori;

$f_2$  – lidmašīnas pacelšanās-nolaišanās raksturlielumu izmaiņu funkcija;  
( $y_1, \dots, y_m$ ) – lidmašīnas konfigurācija (priekšspārnu, eleronu, spoileru stāvoklis);

$f_3$  – pilotēšanas tehnikas funkcija;  
( $z_1, \dots, z_k$ ) – ieskriešanās metode; nolaišanās ātrums; augstums pie skrejceļa sākuma; lidmašīnas atrašanās laiks virs skrejceļa; dzinēja vilkmes rādītāji, bremsēšanas vai ieskriešanās sākuma pozīcija uz skrejceļa u. c.;

$f_4$  – lidmašīnas tehniskā stāvokļa funkcija;  
( $q_1, \dots, q_s$ ) – dzinēja stāvoklis; bremsžu stāvoklis; pretslīdēšanas automātikas stāvoklis; dzinēja vilkmes reversa stāvoklis; uz zemes izmantojamo spoileru stāvoklis u. c.;

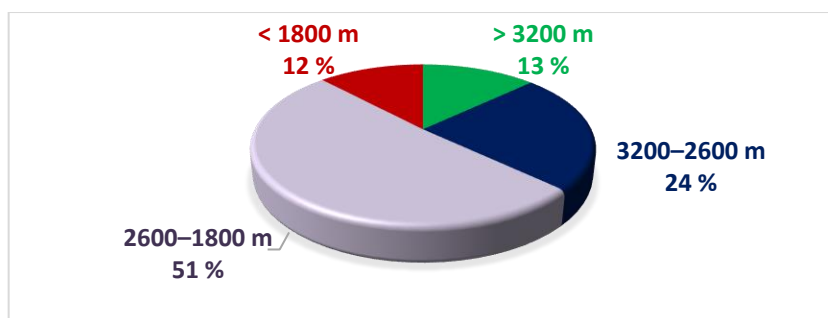
$f_5$  – funkcija, kas ir atkarīga no PNJ izvietojuma;  
( $k_1, \dots, k_t$ ) – negatīvs kritums, pozitīvs pacēlums, mainīgs, viļņveida kritums; aerodroma atrašanās augstums (pazemināts atmosfērās spiediens palielina lidojuma ātrumu) u. c.

## 2.1. Pacelšanās un nolaišanās josla

Pacelšanās-nolaišanās josla ir aerodroma daļa, kas ietilpst tā lidojumu darba joslas sastāvā. Pacelšanās-nolaišanās josla ir speciāli sagatavota un aprīkota zemes virsmas josla ar mākslīgu vai zemes grunts seguma klājumu, kas ir paredzēta, lai nodrošinātu lidaparātu pacelšanos un nolaišanos.

### PNJ garums

Ne visām lidostu PNJ ir pietiekami liels garums, un tas arī rada galvenās problēmas lidmašīnas izbraukšanai no skrejceļa.



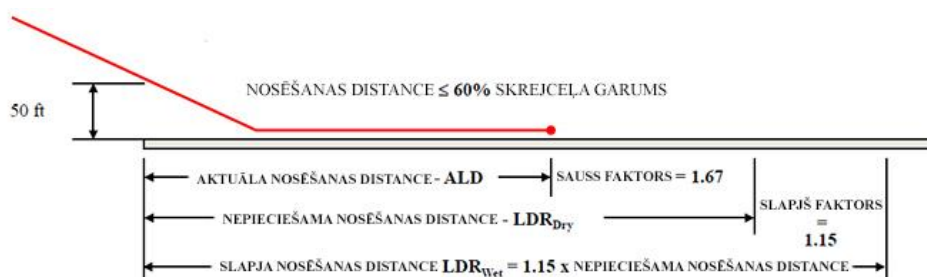
2.1. att. Riska sadales diagramma nobraukšanai no skrejceļa, lidmašīnai nolaižoties.

Kā redzams 2.1. attēlā, 63 % lidlauki var būt saistīti ar paaugstinātu riska pakāpi, lidmašīnai paceļoties un nolaižoties.

Atkarībā no skrejceļa garuma, drošības distancēm un platuma, uz kura var izvietoties lidmašīnas ar noteiktu spārnu vēzienu un galvenās šasijas bāzi, izšķir piecu klašu lidlaukus.

Jebkurai lidlauka klasei lidmašīnai ir jānodrošina gan turpināta, gan pārtraukta pacelšanās, gan uz sausa, gan mitra skrejceļa.

Sausa un mitra skrejceļa nepieciešamais garums redzams 2.2. attēlā:



2.2. att. Nepieciešamā nosēšanās distance (skrejceļa garums)

saskaņā ar CS -25 (Certification Specifications for Large Aeroplanes). [34]

### Pacelšanās un nolaišanās joslas izmēri

Pacelšanās-nolaišanās joslas var būt dažādas, no pavisam mazām – 300 m garumā un 10 m platumā, līdz pat ļoti lielām – 5,5 km garumā un 80 m platumā. Mazākās joslas tiek izmantotas vieglajai un sevišķi vieglajai (SVA) aviācijai. Tādā veidā, piemēram, delta lidaparātam (deltaplānam) ir pietiekami ar 100 m pie ieskriešanās un tikpat metru, lai nolaistos. Lielākās joslas tiek būvētas lielās starptautiskās lidostās un arī aviorūpnīcās.

Joslu segumi ir dažādi: grunts, grants, asfalta un betona.

Nepieciešamais skrejceļa garums tiek rezervēts tāds, lai iespējamo noviržu gadījumos avārijas varbūtība būtu iespējami maza.

## Pacelšanās un nolaišanās joslas apzīmējums

Skrejceļa apzīmējumi ir nepieciešami, pirmkārt, precīzākai un drošākai lidmašīnas nosēdināšanai uz PNJ. Joslu apzīmējumi ir visai atšķirīgi no tiem, ko esam pieraduši redzēt uz auto ceļiem.



2.3. att. Skrejceļa apzīmējums. [49]

Skrejceļa apzīmējumi (2.3. att. no kreisās):

- **Galējā drošības josla (GDJ; dzeltenas skujiņas).** Paredzēta, lai pasargātu zemes virsmu no spēcīgas reaktīvo dzinēju izplūdes strūklu iedarbības (lai nebojātu virsmu, nesaceltu putekļus utt.), kā arī gadījumiem, lai neizbrauktu ārpus PNJ. Lidaparātiem ir aizliegts atrasties GDJ, jo tās virsmas segums nav paredzēts to svaram.
- **Pārvietotais sliekšnis** (vai stūrēšanas sākums; baltas bultas – skrejceļa zona, kur ir atļauta stūrēšana, ieskrējiens un lidaparātu noskrējiens, nevis piezemēšanās).
- **Sliekšnis** (vai **atdure**, baltas joslas “zebras” veidā) – PNJ sākums, kas apzīmē vietu, kur var sākt piezemēšanos. Sliekšnis ir izveidots tāds, lai to varētu pamanīt no tālienes. Līniju daudzums ir atkarīgs no skrejceļa platuma.
- **Marķēšanas numurs** un, ja ir nepieciešams, burts (*L* – kreisā, *R* – labā, *C* – centrālā).
- **Piezemēšanās zona** – dubulti, paralēli taisnstūri, kas sākas 300 m no skrejceļa sliekšņa. Veicot ideālu nolaišanos, apkalpe neizlaiž no acīm piezemēšanās zonu, un saskarsme ar zemi notiek tieši piezemēšanās zonā.
- **Fiksētā attāluma atzīmes** (lieli taisnstūri, kas izvietoti ik pa 150 m).

Nepieciešamie apzīmējumu atribūti ir arī ass un – citos gadījumos – arī sānu līnijas.

### Visgarākās pacelšanās – nolaišanās joslas pasaulē

- 1) Grunts pacelšanās – nolaišanās josla Edvardas aviobāzē ASV, kura izvietota uz izžuvušā Rodžera ezera virsmas – 11917 x 297 m.
- 2) Pacelšanās – nolaišanās josla Embraerā, Brazīlijā – 5967 m.
- 3) Pacelšanās – nolaišanās josla Čamdo pilsētā, ĶTR – 5500 m.
- 4) Pacelšanās – nolaišanās josla Ramenskas aerodromā, Krievija 5402 x 120 m.
- 5) Pacelšanās – nolaišanās josla Uļjanovskas–Vostočnij aerodromā 5100 x 106 m.
- 6) Pacelšanās – nolaišanās josla Šigadzes, ĶTR aerodromā – 5000 m.
- 7) Pacelšanās – nolaišanās josla Jupingtonas pilsētā DĀR – 4900 x 60 m.

Jo lielāks ir pacelšanās – nolaišanās joslas garums, pārbraucienu iespēja ir mazāka un ir jo lielāka iespēja ietaupīt uz lidmašīnas bremžu rēķina, izmantojot darbā izstrādātu iekārtu.

### Visīsākie pacelšanās – nolaišanās joslas pasaulē

- 1) Par visīsāku PNJ pasaulē uzskata lidostās Huančo-Irauskina skrejceļu, kas atrodas uz Saba salā. Tās garums ir tikai 396 m.
- 2) Krievijas PNJ kas atrodas Novoņežinā - 472 m.
- 3) PNJ lidostā Tencinga-Hillari vārda (Nepālā) - 527 m.

## 2.3. Lidmašīnas un lidlauka tehniskais aprīkojums

Lai izprojektētu šajā darbā minēto ierīci un atvieglot pilotiem bremzēšanas un ieskriešanas procesu ir jāievēro vairāki faktori un etapi:

- 1) Pievērst uzmanību un izanalizēt lidmašīnas pacelšanās un nolaišanās etapus.
- 2) Ņemt vērā visus bremzēšanas un ieskriešanas paņēmienus un iespējas.

- 3) Vismaz aptuveni aprēķināt un izanalizēt visus spēkus, kas darbojas uz lidmašīnu ieskriešanas un bremzēšanas momentus atkarībā no laika.
- 4) Izanalizēt lidmašīnas un lidlauka tehnisko aprīkojumu un to iespējas.
- 5) Sastādīt algoritma un atlikušas ceļa aprēķināšanas strukturālas shēmas.
- 6) Izprojektēt mikrosihēmu, uzbūvēt ierīci un organizēt izmēģinājumus.

Veicot lidmašīnas tehnisko aprīkojumu un lidlauka iekārtas pētījumu, autors nonāca pie secinājuma, ka visracionālāk būs jāizmanto izejas dati (ātrums, paātrinājums, GPS) no lidmašīnas inerciālās navigācijas sistēmas (INS), satelītu navigācijas sistēmas (FMS/GPS) un PSEU devējiem (šasijas sensoriem). Ieskriešanas ceļu atlikuma skaitīšanai par atskaites momentu pieņemt trīs parametru vienlaicīgo izpildīšanu: strauju paātrinājumu (trigera potenciometra “vērtības” strauja izmaiņa, notiek kad pilots izvada dzinējus uz pacelšanas režīmu), PSEU devēja pozitīvais signāls un minimāli noteiktais ātrums. Bremzēšanas ceļu atlikuma skaitīšanai par atskaites momentu pieņemt PSEU devēja signālu, kas nozīmes galveno šasija saskarsmi ar zemi. PSEU sensori atrodas šasijas balstos un kontrolē šasijas atvēršanas/aizvēršanas stāvokli, kā arī momentu, kad tiek veikts pieskāriens skrejceļam. Tieši noteikta šo sensoru nostrādāšana (visiem šasijas balstiem vienlaicīgi) dod “atļauju”, lai ieslēgtu reversēšanu un bremžu izmantošanu. Izejot no ierindas vismaz vienam no šiem sensoriem, apstādināt lidmašīnu ir neievērojami grūti, dažreiz praktiski nav iespējams. Taisot neatkarīgu ierīci (nepieslēdzamu pie GK aprīkojumu) var noteikt režīmus manuāli ar pārslēdzēju. Tomēr arī nepieslēdzoties pie GK aprīkojumu ir iespējams viennozīmīgi noteikt (ar programmatūras palīdzību) ko piloti taisās darīt pilnīgi automātiska režīmā. Neatkarīgas ierīces projektēšanas gadījumā būs arī jāpadomā par baterijas ekonomiju. Ir loģiski atslēgt ierīci lidojumu laikā (tā kā ierīce nav vajadzīga) un to var izdarīt ar radiobākas palīdzību (atslēgt pēc pacelšanas un ieslēgt pirms nosēšanas).

### **Radiobāka**

Radiobāka – tā ir pārraidošā radio stacija, kura izstaro radio signālus, kas ir izmantojami, lai noteiktu lidmašīnu koordinātes (vai virzienu uz tām). Radiobākas signāla parametri ir atkarīgi no izstarošanas virziena; piemēram, tā intensitāte vai laika moments peilēšanas brīdī, radiobākas signāli var saturēt arī cita veida papildus informāciju.

Radiobākas ir ar leņķisku un tāluma mērīšanas funkciju (biežāk gan kombinētas – leņķa un tālmēra). Leņķiskās (azimutālās) radiobākas ir paredzētas tikai virziena noteikšanai, bet koordināšu atrašana var būt iespējama tikai pēc speciālu aprēķinu veikšanas, pamatojoties uz informāciju par virzienu no ne mazāk kā divām radiobākām.

Kā radiobāka var tikt izmantoti objekti, kas nav speciāli paredzēti radionavigācijas mērķiem, bet kuriem ir atšķirīgi radiosignāla parametri (piemēram, frekvence) un zināmas pastāvīgas koordinātes, piemēram, pārraidošās radiostacijas.

No visa radiobāku klāsta mūs interesēs tikai marķējošās radiobākas.

### **Marķējošā radiobāka**

Marķējošā radiobāka – tā ir ierīce, kura tiek izmantota aviācijā kursēšanas – glisādes sistēmā (KGS), kas dod pilotam iespēju noteikt attālumu līdz pacelšanās – nolaišanās joslai. Marķēšanas radiobākas tiek izmantotas frekvencē 75 MHz un izstaro signālu šaurā vertikālā kūlī uz augšu. Kad lidmašīna lido pāri marķēšanas bākai, signālu uztver marķēšanas radio uztvērējs, ieslēdzas izziņošanas sistēma – mirgo speciāls indikators aparātu panelī, un tiek padots skaņas signāls.

### **Tālā marķējošā bāka**

Tālā marķējošā radiobāka tiek uzstādīta apmēram 4000 – 4500 m attālumā no pacelšanās – nolaišanās ceļa sākuma. Šajā punktā lidmašīnai kustoties augstumā, kas norādīts piezemēšanās shēmā (aptuveni 250 metri), ir jākontrolē KGS (kursā glisādes sistēma), aktuālais lidojuma augstums un jāturpina nolaišanās.



2.4. att. Tālā marķējošā bāka signalizators.

### Tuvā marķēšanas bāka

Tuvā bāka uzstādāma tajā vietā, kur glisādes augstums ir parasti vienāds ar lēmuma pieņemšanas augstumu. Tas apmēram ir 1000 – 1200 m. Tādā veidā šī punkta pārlidošanas signāls papildus informē pilotus, ka viņi atrodas skrejceļa tuvumā un joprojām atrodas uz nosēšanās taisnes.



2.5. att. Tuvā marķēšanas bāka signalizators.

### Iekšējā marķēšanas bāka

Iekšējā bāka tiek izmantota reti un ir uzstādāma, lai padotu papildus signālu par pacelšanās – nolaišanās joslas sākuma sasniegšanu pie slikti redzamības apstākļiem. Parasti tā ir vieta, kur lidmašīna sasniedz minimuma punktu pēc ILS (apmēram 10 – 20 m). Šādas bākas pielietošana var vienkāršot ieslēgšanas punkta izvēli, tomēr, racionālāk ir veidot vairāk universālu ierīci (t.i. izmantot tuvās marķēšanas bāku).



2.6. att. Iekšējā marķēšanas bāka signalizators.

### Inerciālā navigācijas sistēma



2.7. att. Inerciālā navigācijas sistēma LINS-100PC.

*Inerciālā navigācija* tā ir navigācijas metode (koordināšu un parametru noteikšanai lidmašīnai) un tās kustības vadīšanai, kas ir balstīta uz ķermeņu inerces, ir autonoma, tas ir neprasa ārēju orientieru esamību vai no ārienes pienākošus signālus. Neautonomas navigācijas uzdevumu risināšanas metodes balstās uz ārējo signālu izmantošanu (piemēram, uz radiobākām un radio signāliem). Šīs metodes daudzos gadījumos nevar tikt izmantotas, ja nav redzamības vai ir radio signālu traucējumi. Nepieciešamība radīt autonomas navigācijas sistēmas ir arī inerciālās navigācijas rašanās iemesls [35].

## INS darbības princips

Inerciālās aviācijas būtība sastāv no objekta paātrinājuma un tā leņķisko ātrumu noteikšanas ar kustīgā objektā uzstādītu aparātu un iekārtu palīdzību un pēc šiem datiem – šī objekta vietas atrašanos (koordinātes), tā kursu, ātrumu, noieta ceļu un citu, kā arī parametru noteikšana, kas ir nepieciešami objekta stabilizācijai un tā kustības automātiskās vadībai. Tas tiek veikts ar:

- 1) lineārā paātrinājuma sensoriem (akselerometriem);
- 2) žiroskopiskām iekārtām, kas atveido objektā atskaites sistēmu (piemēram ar žiroskopiski stabilizētu platformu) un dod iespēju nosacīt pagrieziena leņķus un objekta sagāzumu, kas tiek izmantoti tā stabilizācijai un kustības vadībai;
- 3) skaitļošanas iekārtām (ESM), kas pēc paātrinājumiem (ar to integrēšanas palīdzību) nosaka objekta ātrumu, tā koordinātes un citus kustības parametrus.

Inerciālās navigācijas metožu priekšrocības ir to autonomijā, aizsardzībā no traucējumiem un pilnīgā navigācijas procesu automatizācijā. Pateicoties tam, inerciālā navigācija iegūst arvien plašāku pielietojumu lidmašīnu navigācijas problēmu risināšanā.

Inerciālās navigācijas sistēmas (INS) satur lineārā ātruma sensorus (akselerometrus) un leņķiskā ātruma sensorus (žiroskopus vai akselerometru pārus, kuri mēra centrālās paātrinājumu). Ar to palīdzību var noteikt novirzi, kas saistīta ar aparāta korpusu saistīto koordinātu sistēmu un ar Zemi saistīto koordinātu sistēmu, tādā veidā iegūstot orientācijas leņķus: kursu, tangāžu un sasvērumu. Lineārās novirzes koordinātēm attiecībā uz platumu, garumu un augstumu tiek noteiktas ar akselerometru mērījumu integrāciju.

Lai kompensētu uzkrājušas kļūdas orientācijas leņķos un koordinātēs, kas ir raksturīgi INS, tiek izmantoti dati no citām navigācijas sistēmām, tai skaitā no pavadoņu navigācijas sistēmas (PNS), radionavigācijas, magnetometra (lai saņemtu datus par kursu), odometra (lai saņemtu datus par veikto ceļu, to veicot uz zemes).

### 3. LIDAPARĀTA BREMZĒŠANAS IESPĒJAS

Pēdējo 50 gadu laikā lidmašīnu ātruma raksturojumi ir stipri mainījušies. Mūsdienu lidmašīnu kreisēšanas ātrums ir palielinājies vairākas reizes, tomēr, kā zināms, jo lielākam ātrumam paredzēta lidmašīna, jo tai ir grūtāki un pārliecinošāki apstākļi mazu nosēšanās ātrumu gadījumā.

Dažādi konstruktoru asprātīgi izgudrojumi, piemēram, spārnu ģeometrijas izmainīšana, spēcīga pacelšanās un nolaišanās mehānizācijas izstrāde dod iespēju daļēji atrisināt problēmu. Šeit rodas tādi nepatīkami gadījumi kā liels nolaišanās distances garums (noskrējieni) lidaparātam un palielināta slodze uz nolaišanās ietaisēm (riteņi, bremzes, riepas vai “pneimatīki”).

Jebkuram priekšmetam, kas atrodas kustībā, tās pašas kustības ietekmē piemīt kinētiskā enerģija. Tās fundamentālā formula ir:  $K = MV^2 / 2$ . Lidmašīnai, kurai pašai par sevi nav maza masa  $M$ , veicot nolaišanos ar ātrumu  $V_{nos}$ , ir ļoti liels kinētiskās enerģijas krājums. Lai apstādinātu GK, šī enerģija ir jāizlieto (vai jāpārvieš citos enerģijas veidos, kas nav saistīti ar lidmašīnas kustību). Visi bremzēšanas paņēmieni ir tieši uz to virzīti.

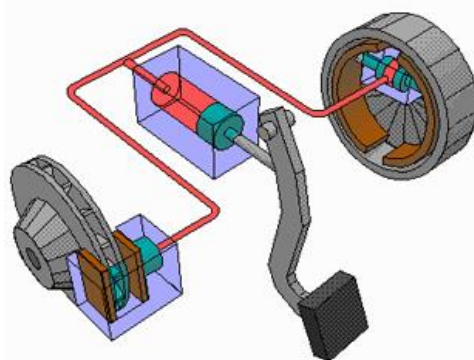
Mūsdienu aviācijā ir plaši pazīstami trīs bremzēšanas paņēmieni: dzinēja vilkmes reversēšana; bremzēšanas izpletņi; lidmašīnas riteņu bremzes. Palīg līdzekļi var būt arī bremzējoši aizvari, bremzēšanas vairogēji un interceptori (spārnu mehānizācija).

#### 3.1. Lidmašīnas riteņu bremzes

Lidaparāta kinētiskā enerģija šajā gadījumā tiek izmantota pret berzi un tās rezultātā tā pāriet siltumā. Aviācijā tiek izmantoti trīs veidu riteņu bremzēšanas ierīces. Pirmās divas – uzliku un kameras bremzes. Mūsdienās, no jauna konstruētām, no jauna radītām lidmašīnām (iesākot no 50–ajiem gadiem) tādas jau netiek pielietotas to mazās efektivitātes dēļ. Šo divu veidu konstrukciju bremžu energoefektivitāte un bremzēšanas moments lidmašīnām ir samērā nelieli. Protams, arī nosēšanās ātrumi un lidmašīnu masas, kur tādas tika pielietotas, nebija tik lielas, kādas tās būtu salīdzinājumā ar mūsdienu tipiem.

Mūsdienu lidmašīnās tiek pielietots trešais aviācijas bremžu tips – disku bremzes. Disku skaits var būt dažāds. Bremzes ar vienu disku tiek pielietotas galvenokārt vieglām lidmašīnām.

Tas nozīmē, ka ir tikai viens bremžu disks, kas nekustīgi nostiprināts riteņa korpusam un griežas kopā ar to.



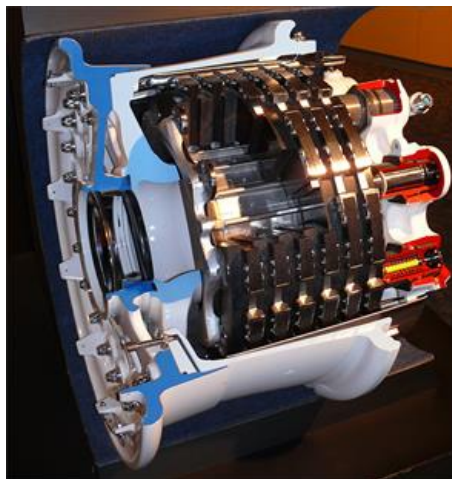
3.1. att. Disku un trumuļa bremžu sistēma.

Abās diska pusēs (3.1.att.) speciālā ietaisē (bremžu suports) pa pāriem izvietota bremzēšanas uzlīkās, kas vienlaicīgi piespiežas pie diska ar hidrauliskas vadāmības pārvietotājumiem (virzuļiem), kā rezultātā dabiski tiek radīts bremzēšanas moments.

Daudzdisku bremze savā pamatā sastāv no paketes, kas sastāv no vairākiem bremžu diskkiem. Daļa no tiem griežas kopā ar riteņi, daļa ir nekustīga griešanās plaknē. Tie ir izvietoti



viens aiz otra pārmaiņus (3.2.att.). Rotējošiem diskam ir speciāli izvirzījumi, bet riteņa korpusā ir izveidoti iegriezumi šiem izvirzījumiem (lai nodrošinātu savietotu rotāciju).

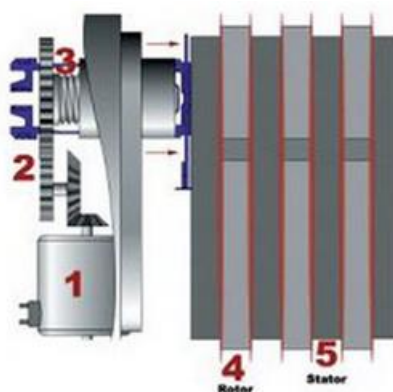


3.2. att. Daudzdisku bremze lidmašīnai McDonnell Douglas MD-11.

Lai iedarbinātu bremzi, speciāli virzuļi ar hidraulisko (vai pneimatisko) vadību saspiež visus šos diskus vienā paketē. No lieliem berzes spēkiem, kas rodas saspiežot rotējošos un nerotējošos diskus, rodas bremzēšanas moments. Atslēdzot bremzēšanu, atsperu mehānismi atgriež virzuļus sākuma stāvoklī. Bremžu diski tiek izgatavoti no metāla (maza oglekļa saturs), kā arī no bimetāla. Bez tam, pēdējā laikā tiek izmantoti dažādi sintētiskie materiāli un audumi ar speciālu termisko apstrādi, oglekļa šķiedra un dažādi sveķi.

Karbons bremžu diski tiek izmantoti Airbus, Boeing un citu firmu lidmašīnās jau apmēram 20 gadus. Tas viss tiek veikts ar nolūku, lai nodrošinātu maksimālu berzes koeficientu bremzēs un tai pašā laikā samazinātu to svaru līdz minimumam.

Pēdējā laikā ir izstrādātas, pārbaudītas un sagatavotas pielietošanai bremzes lidmašīnām (tips Boeing 737NG, 787, Airbus 350XWB), kurās hidrauliskās piedziņas vietā tiek izmantota elektromehāniskā (electric brake). Pielietojot tāda veida bremzes (3.3.att.), informācija par bremzes pedāļa nospiešanu, ko veicis pilots, tiek ar datora palīdzību nodota elektroniskajam vadības blokam, kurš pārveido šīs komandas elektriskos signālos, kas tiek padoti elektrodzinējam, kura griešanās ar reduktora palīdzību pārveidojas mehāniskā karbons disku pārvietošanā. Perspektīvā pie šāda bremžu elektroniskā bloka ir iespējams pieslēgt manis izstrādāto ietaisi. Tas dos iespējas pielietot bremzes automātiskā režīmā un dos iespēju vienkāršāk kontrolēt bremzēšanas režīmu ar lielāku precizitāti.



3.3. att. Aviācijas «electric brake» darbības princips.

Disku bremzes rada lielu bremzēšanas spēku un ir ļoti energoietilpīgas. Tomēr, pēdējā apstākļa dēļ, to lielākais trūkums ir tas, ka tās pie vairākkārtīgas bremzēšanas diezgan ātri sakarst un savlaicīga siltuma novadīšana no tām ir apgrūtināta. Siltuma plūsma var būt ļoti liela,

un tā negatīvi ietekmēs bremsēšanas mehānismus, riteņa korpusu un tā gumijas apriepojumu (pneimātika). Autora izstrādātās ierīces izmantošana palīdzēs pilotiem racionālā veidā izmantot lidaparāta bremsēšanas iespējas un, atbilstoši, maksimāli pagarināt bremsēšanas sistēmas riteņu bremsēšanas sistēmas nolietojumu.

Visās mūsdienu riteņu bremsēs vienmēr tiek izmantota pretslīdēšanas automātika (ABS). Maksimālā bremsēšanas efektivitāte ir iespējama pie maksimālā berzes koeficienta starp riteņa gumijas riepu un pacelšanās – nolaišanās joslu, tas ir pie lielākas atbilstošas bremsēšanas slodzes, ko veic bremsēšanas mehānisms.

Tomēr pie tāda berzes koeficienta ritenis bremsējas tik stipri, ka var sākt slīdēt, bet ne ritēt pa betona segumu. Tātad vienkārši var uzsākties slīdēšana (sānslīde). Ritenis pārstāj griezties un nobloķējās. Šāda situācija nav pieļaujama, jo šādā gadījumā tiek zaudēta vadāmība un pie lieliem ātrumiem pneimatika (riepa) riteņiem var tikt bojāta, kas var novest pie avārijas situācijas. Bremsēšanas ceļa apzināšana līdz pacelšanās – nolaišanās joslas beigām (manas ierīces izejas dati) dos iespēju izmantot bremses ar mazāku slodzi (ja tas ir iespējams).

Lidmašīnas bremses parasti tiek izmantotas sākot ar ātrumu ap 150 – 180 km/h. Lai sasniegtu šādu ātrumu tiek izmantotas bremsēšanas iekārtas, kuru efektivitāte izpaužas pie lieliem nosēšanās ātrumiem. Tās attiecina uz aerodinamiskām, un to darbība absolūti nav atkarīga no pacelšanās – nolaišanās joslas virsmas stāvokļa.

### **Aerodinamiskā bremze**

Pietiekami efektīvs paņēmieni bremsēšanai pie nosēšanās ātrumiem ir aerodinamisko bremžu izmantošana. Pirmo kārtu tie ir dažāda veida bremsēšanas vairogņi. Lielāko tiesu tie tiek izmantoti lidojuma laikā, bet var arī tikt izmantoti pie nosēšanās noskrējiena, kamēr vēl ir saglabājies liels ātrums. Visu nosaka lidmašīnas konstrukcija un tās raksturojumi.

Atsevišķā grupā ir izdalāmi interceptori (3.4.att.). Šīs aerodinamiskās virsmas, kas ir izvietotas spārna augšējā virsmā un tiek paceltas plūsmā, līdzīgi kā parasti vairogņi lidojuma laikā, kā arī noskrējiena laikā pēc nosēšanās. Interceptorus sauc par cēlējspēka tiešas vadības regulatoriem. Svarīga loma tiem ir bremsēšanas laikā pie noskrējiena pēc piezemēšanās.

Galvenā to pielietošana – tā ir cēlējspēka samazināšana spārnam uz turbulizācijas un plūsmas spiediena paaugstināšanas uz tā augšējās virsmas un sekojošā veidā lielākam piespiedumam pie nolaišanās – pacelšanās joslas virsmas. Šāda veida interceptori tiek saukti par spoileriem.



3.4. att. Lidmašīnas A320 nosēšanās. Izlaisti spoileri.

### **Bremsēšanas izpletņa izmantošana**

Viens no visefektīvākajiem lidmašīnas bremsēšanas lielā ātrumā līdzekļiem (tūlīt pēc nolaišanās), un tai skaitā, salīdzināts ar bremsēšanas vairogņiem ir bremsēšanas izpletņi.

Tieši pirmajā bremsēšanas etapā, tūlīt pēc piezemēšanās tā efektivitāte ir vislielākā, jo frontālā aerodinamiskā pretestība ir tieši proporcionāla ātruma kvadrātam. Bremsēšanas izpletņa pielietošana dod iespēju samazināt nosēšanās distanci līdz 40% (un citos gadījumos pat vairāk).

Savā laikā pirmais reaktīvais pasažieru laineris TY-104 (un tālāk aiz tā arī TY-124), izmantoja bremsēšanas izpletņi (3.5.att.). Bez tā, līdz šim laikam lidošanā izmantotais TY-134 arī kādreiz izmantoja šo bremsēšanas iekārtu. Tikai pēc šīs lidmašīnas aprīkošanas ar vilkmes reversēšanu, lidmašīna (TY-134A no 1970. gada) ir atsacījusies no bremsēšanas izpletņiem.



3.5. att. Pasažieru lidmašīna TY-104.

Mūsdienu civilā aviācija jau diezgan sen neizmanto izpletņus sakarā ar vairākiem iemesliem. Tomēr izpētot avārijas, kas saistītas ar lidmašīnas bremsēšanu, es esmu nonācis pie secinājuma ka izpletņa klātbūtne varētu būt labs rezerves bremsēšanas līdzeklis tieši avārijas situācijās, kad citas bremsēšanas sistēmas ir maz efektīvas vai arī nedarbojas. Apstākļos, kad avārija neiestājas, izmantot izpletņi visdrīzāk nav ekonomiski izdevīgi, bet tas varētu nedaudz ietaupīt lidmašīnas bremžu resursu. Tā, kā izpletņu pielietošana mūsdienu gaisa kuģiem netiek pielietota, šādas sistēmas netiks izskatītas šajā darbā.

### **Dzinēja vilkmes reversēšana**



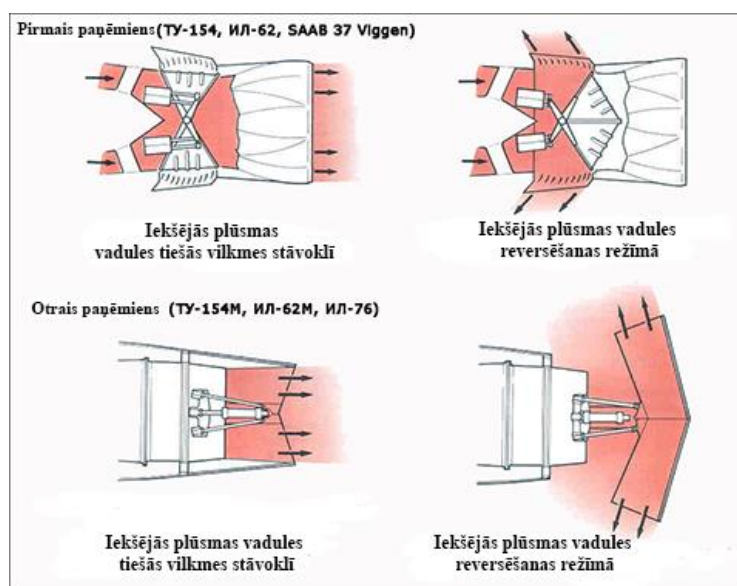
3.6. att. Reversēšana lidmašīnai Fokker F-100 kompānijā KLM.

Vilkmes reversēšana (3.6.att.) ir viens no izmantojamajiem mūsdienu lidmašīnu bremsēšanas paņēmieniem, ievērojot noskrējieni pēc piezemēšanās. Mūsdienu lidmašīnām ar to lielajiem nolaišanās ātrumiem ir stipri pieaugusi nepieciešamība izmantot vilkmes reversēšanu. Klasisko bremžu darbības specifika var novest pie tā, ka tās nebūs spējīgas uzņemt lidmašīnas masas kustības kinētisko enerģiju, jo ne vienmēr pacelšanās – nolaišanās josla var būt pietiekami gara, lai to izdarītu, kā arī tās seguma kvalitāte atkarībā no laika apstākļiem jūtami ietekmē riteņu berzes koeficientu pret joslas segumu. Tāpat ir jāņem vērā apkalpes darba

korektums nolaišanās un noskrējiena veikšanā. Bez tam, riteņu bremzes tiek pielietotas uzsākot no ātrumiem apmēram 150 – 180 km/h (jo nosēšanās ātrums ir sajūtams vairāk nekā 200 km/h).

Tam ir divi iemesli: efektivitāte un drošība. Iznāk, ka lai nodrošinātu efektīvu un drošu riteņu bremžu pielietošanu, ir nepieciešams pirms tam izmantot arī kādu citu pasākumu sākuma ātruma samazināšanai pēc piezemēšanās. Kopsavilkumā mūsdienu komerciālajā un transporta aviācijā dzinēju vilkmes reversēšana ir kļuvusi par plaši pielietojamu bremzēšanas paņēmieni. Šī iekārta rada negatīvu vilkmi, kas ir vērsta pretī lidmašīnas kustības virzienam lidojuma trajektorijā.

Praktiski visas mūsdienu masveidīgie pasažieru un transporta lidmašīnas ir aprīkotas ar dzinēju vilkmes reversa iespēju. Bet ne visām no tām reversēšana ir vienādi efektīva un ir jāņem vērā, ka reversā vilkme ir ievērojami mazāka par tiešo vilkmi. Sevišķi tas attiecas uz reaktīvajiem dzinējiem. Šajā gadījumā reversa iedarbība lielā mērā ir atkarīga no to tipa konstrukcijas. Divkontūru turboreaktīvos ar plūsmas sajaukšanu (tādos, piemēram, kā Д-30КУ-154, kas ir uzstādīti lidmašīnā ТУ-154М), praktiski visa izejošo gāzu plūsma var būt novirzīta uz reversa režīmu. Dzinēja darbības princips ir parādīts attēlā 3.7.



3.7. att. Reversa darbības princips. [8]

Ir dažādi konstruktīvie tipi dzinēja reversēšanai, piemēram, kad pretējās vilkmes plūsma tiek ņemta no otrā kontūra, tomēr vispārējais vilciena visu reversēšanas sistēmu princips nav īpaši atšķirīgs. Dažām lidmašīnām, piemēram, Boeing C-17, ar reaktīviem dzinējiem ir atļauts braukt atmuguriski, izmantojot reversēšanu. Tās reversēšanas sistēma ir neparasti efektīva un bez tam, tās dzinēju reversētās strūkļas ir virzītas tikai uz augšu un priekšu, lai maksimāli izslēgtu nepiederošu priekšmetu pacelšanu no pacelšanās – nolaišanās joslas un to iekļūšanu dzinēju ieplūdē, kas ir ērti nolaižoties nesagatavotos lidlaukos. Tieši šis apstāklis liedz lielākajai tiesai lidmašīnu pārvietoties atmuguriski (to dzinēji iesūc netīrumus no pacelšanās – nolaišanās joslas, kādēļ to pārvietošanai tiek izmantoti speciāli vilcēji).

Vilkmes reversēšana ir svarīgs bremzēšanas paņēmieni, bet ne galvenais un vienīgais iespējamais visās situācijās. Tomēr neizmantojot to arī nedrīkst. Bremzēšanas sistēmām lidmašīnas ir jādarbojas kompleksā, katrai savā bremzēšanas posmā. Reversēšanu var vadīt ar programmēšanas palīdzību, ietekmējot datorizētos sistēmas blokus, ar kuriem ir aprīkota lidmašīna. Tas nozīmē, ka mana ierīce ir spējīga (ja to atļauj pacelšanās – nolaišanās joslas garums) ar vilkmes reversēšanas palīdzību un pielietojot aerodinamisko bremzēšanu, ievērojami pagarināt lidmašīnas bremžu apkalpošanas ekspluatēšanas laiku, tās vienkārši izmantojot ar mazāku slodzi vai tās neizmantojot vispār. Ievērojot aptuveno ierīces izmaksu, šis priekšlikums viennozīmīgi būs ekonomiski izdevīgs risinājums.

## 4. SKAITĪŠANAS IERĪCES IZSTRĀDĀŠANA

### 4.1. Analītisko sakarību grafiku izveidošana

Lai radītu algoritmu atlikušā ceļa garuma aprēķināšanai, ir jāapkopo viss iepriekš izklāstītais un jāmēģina analītiski konstruēt sakarības grafiki, to palēninājumā un paātrinājumā, atkarībā no laika. Ar analītisko analīzi ir pilnīgi pietiekami, lai uzkonstruētu matemātisko modeli, tomēr reālie mērījumi var dot precīzāku rezultātu.

Ieskriešanās paātrinājuma atkarībai no laika, kā minēts pirmajā nodaļā, idealizētā variantā ir jāizskatās kā horizontālai līnijai (ieskrējieni ir vienmērīgi paātrināta lidmašīnas kustība).

Bremzēšanas ceļu savukārt var iedalīt divos etapos (4.2. att.). Pirmais etaps ir aerodinamiskā bremzēšana (frontālā pretestība, spoileri, reverss). Otrais etaps – mehāniskā bremzēšana (lidmašīnas riteņu bremzes).

Spēku kinematika, kas iedarbojas uz lidmašīnu pirmajā etapā, var izteikt šādi:

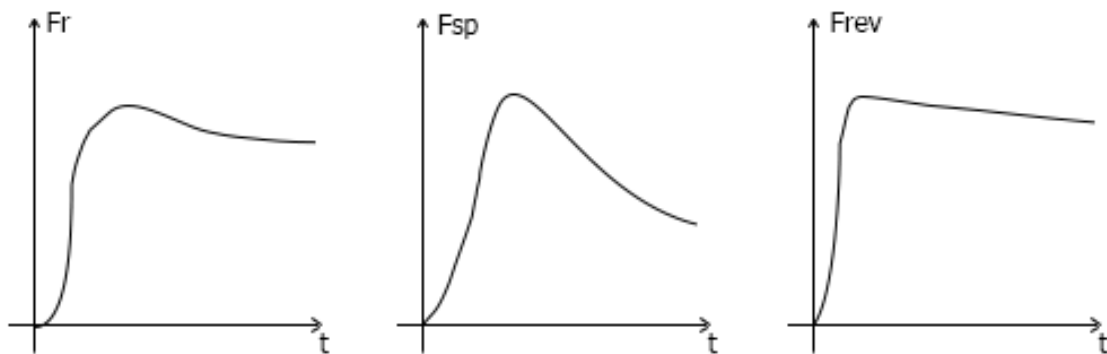
$$a = \frac{dV}{dt} = \frac{1}{m} \sum F = -\frac{1}{m} (F_r - F_{sp} - F_{rev}) \quad (4.1)$$

kur:  $F_r$  – riteņu berzes spēks;

$F_{sp}$  – aerodinamiskā pretestība;

$F_{rev}$  – dzinēja reversēšanas vilkmes spēks.

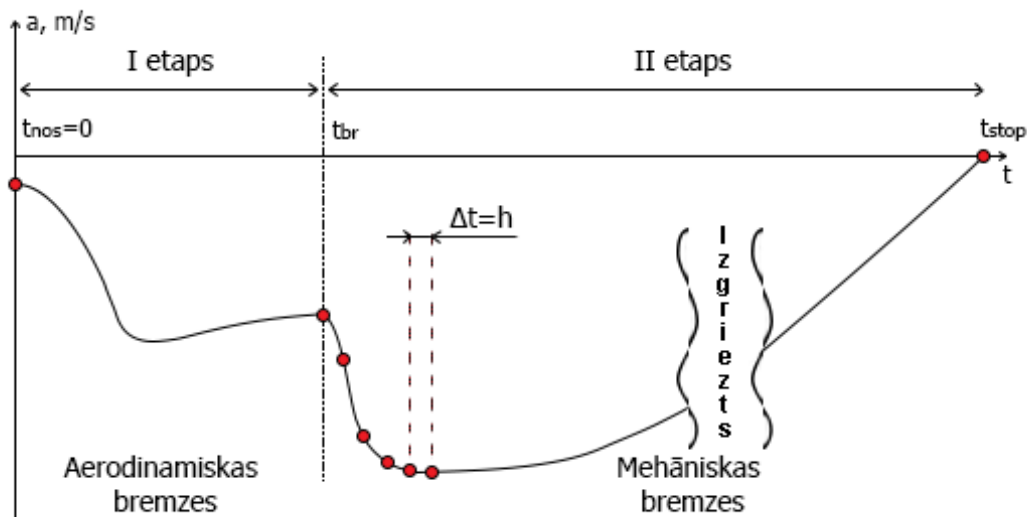
Grafiskā veidā šie spēki redzami 4.1. attēlā. Grafiki ir konstruēti analītiski, tādēļ precizitāte un mērogs reālos apstākļos var būt citādi.



4.1. att. Aptuvenš bremzēšanas spēku sakarības attēlojums laika gaitā.

Kā redzams 4.1. attēla grafikos, summārais bremzēšanas ceļš pirmajā etapā pastāvīgi samazināsies, kas dod iespēju paredzēt, ka arī paātrinājums (šajā gadījumā ar “-” zīmi) atkarībā no laika pirmajā etapā strauji pieaug un pakāpeniski pazemināsies līdz bremžu izmantošanas pabeigšanai. Riteņu berzes spēks līdz bremžu lietošanai ir nenozīmīgs, un tam ir tikai informējošs raksturs.

Pēc tam paātrinājums vēl reizi strauji pieaug, jo bremzes izraisa ļoti ievērojamu bremzēšanas spēku. Pazeminoties ātrumam, spēki, kas darbojas pirmajā etapā, paliks mazāki. Pēc tam paātrinājums pakāpeniski nonāks līdz nullei (lidmašīna apstāsies). Paātrinājuma atkarība no laika redzama 4.2. attēlā.



4.2. att. Paātrinājuma atkarība no laika pēc lidmašīnas piezemēšanās.

$t_{nos}=0$  – laika atskaites sākums no riteņu saskares ar zemi;

$t_{br}$  – riteņu bremžu izmantošanas sākšana;

$t_{stop}$  – apstāšanās laiks, kad ātrums  $V=0$ ;

$h$  – paātrinājuma mērīšanas intervāls.

## 4.2. Aproximācijas metodes analīze un realizācija

Mūsdienās ir ļoti daudz variantu uzdevumu risinājumu datu aproksimācijai. Visas šīs metodes dod dažādus rezultātus un atkarībā no uzdevuma var tikt izmantota viena metode, vai cita, vai arī to kombinācija.

Tāpat arī lai ekstrapolētu paātrinājuma atkarību no laika šajā uzdevumā ir jāizvēlas vispiemērotākā metode. Tomēr, šajā etapā to izpildīt ir sarežģīti, jo nav precīzu datu par to, kā īstenībā izskatīsies augstāk uzrādītā atkarība pie dažādiem apstākļiem (tajā skaitā ir nepieciešama detaļa izejas datu analīze no INS avārijas gadījumos). Ir nepieciešams veikt pēc iespējas vairāk pārbaudes un uzkrāt statistiskos datus par dažādiem parametriem (tai skaitā izejas datus no inerciālajām navigācijas sistēmām) to tālākai detālai analīzei. Bez tam dažādām lidmašīnām un pie dažādiem apstākļiem paātrinājuma atkarība no laika var mainīties. Jo vairāk datus būs iespējams analizēt visdažādākajiem ekstrapolācijas algoritmiem, jo precīzāks būs aparāts. Tāpat nav izslēgta jaunas metodes izveidošana tikai lai atrisinātu uzdevumu bremzēšanas un pacelšanās ceļu ekstrapolācijai.

Lai netērētu laiku visiem zināmajiem aproksimācija paņēmieniem, var pielietot jau gatavus risinājumus. Daži tādi risinājumi ir radušies un pārbaudīti ne vienu vien desmitu gadu, tāpēc nav iemesla tiem neuzticēties. Bez tā, šo rezultātu darbības algoritms būs ieraugāms tūlīt pēc kompilācijas, un vizuāli būs iespēja novērtēt īstenību un darbības spēju konkrētajam algoritmam, lai atrisinātu šo uzdevumu. Teorētiskai analīzei var izmantot programmu nodrošinājuma pielietojuma paketes, tādas, kā MATLAB, Wolfram Alpha, MS Excel un citas.

Lai realizētu algoritmus mikro kontrolerī ir iespējams izmantot atbilstošus kompilatorus, sastādot programmas kodu manuāli, vai arī izmantojot pietuvinātas bibliotēkas. Viena no tādām bibliotēkām ir AGLIB [37], bezmaksas nekomerciāliem projektiem un piegādājama ar atvērtu izejas kodu.

AGLIB – tā ir krossplatformas bibliotēka skaitliskām analīzēm, kas tie uzturēta ar vairākām programmēšanas valodām (C++, C#, Pascal, VBA, Python) un vairākām operētājsistēmām (Windows, Linux, Solaris). Stāvoklī uz 2010. gadu AGLIB izskaitļotā kodola pakete satur 96 000 koda rindu. Testi sastāda apmēram 34 000 koda rindas. Skaitļi ir aptuveni, jo koda apjoms ir variabls no valodas uz valodu. Ievērojot šīs vērtības, ir redzams, ka nav nepieciešamība

līdzīgu algoritmu pašrocīgai radīšanai, pie kam, no nulles, jo šis process prasīs ievērojamu laiku pat profesionālam programmētājam. Galu galā, tas ir tādā veidā, šajā ierīces izstrādes procesa posmā.

AGLIB dod sekojošas iespējas izpildīt:

- Lineāro algebru (tiešie EVD, SVD algoritmi)
- Vienādojumu sistēmu risināšanu (lineāru un nelineāru)
- Interpolāciju
- Optimizāciju
- Skaitlisku integrēšanu
- Lineāro un nelineāro aproksimāciju pēc MKM (mazāko kvadrātu metodi)
- Vienkāršu DV atrisināšanu
- Speciālo funkciju izskaitļošanu
- Statistiku (aprakstošo statistiku un hipotēžu pārbaudi)
- Datu analīzi – klasifikāciju, regresiju, t.sk. ar neironu tīklu izmantošanu
- Lineārās algebras algoritmu realizāciju, interpolāciju u.t.t. augstas precizitātes aritmētikā (ar MPFR izmantošanu).

Šīs bibliotēkas izvēles priekšrocības:

- Krossplatformas pielietošana. Tā var tikt atkompilēta praktiski jebkurai platformai ar praktiski jebkura kompilatora palīdzību. Tas pats dod iespēju bez liekām grūtībām izmantot to mikroprocesorā Arduino vai jebkurā citā.
- Vienkārša lietošanā. Uztur daudzas programmēšanas valodas. Ja tiek izmantota viena valoda, nav jāmacās cita (piemēram, FORTRAN), lai atkompilētu ārējo bibliotēku.
- Tiek izplatīta kopā ar sākuma kodu. Var tikt izmantota ar licences GPL 2+ noteikumiem, kas dod iespējas ievest korekcijas kodā (adaptēt to konkrētam lidmašīnas tipam).
- Ir piemērota arī komerciālai pielietošanai. Gadījumā, ja šīs bibliotēkas algoritmi izrādās derīgi pielietošanai, var iegādāties komerciālo licenci un netērēt resursus jauna algoritma aproksimācijas realizācijai. Bez tam, komerciālā licence dod iespēju uzlabot algoritmus, izmantojot neironu tīklus, un padarīt tos piemērotus vairākiem uzdevumiem (kas palielinās ierīces ražību un precizitāti gadījumā, ja tiks izmantots daudzkodolu procesors).

Šajā darbā pašreizējā projektēšanas etapā nav paredzēta detāla aproksimācijas algoritmu izskatīšana, tomēr, nepieciešamības gadījumā, tas ir pietiekams, lai realizētu informācijas kopumu, kurš ir pieejams ALGLIB izstrādātāju vietnē, kur ir pietiekami detāli izskatītas vairākas algoritmu aproksimācijas realizācijas:

- Polinomiālā interpolācija
- Racionālā interpolācija
- Interpolācija ar splainiem
- Aproksimācija ar lineāru vai nelineāru MKM
- Divdimensiju splain – interpolācija
- Bilineārā un bikubiskā splain – interpolācija taisnleņķa tīklā
- Interpolācija/aproksimācija pēc atgriezeniska vidēji izvērtēta attāluma

Pēc izmēģinājumiem un reālo lidmašīnas pacelšanās un nolaišanās parametru iegūšanas, ir nepieciešams izvēlēties optimālāko aproksimācijas metodi.

Atkarībā no saņemtajiem grafikiem:

- lai aproksimētu vienlaidus funkciju ar lielu precizitāti, var noderēt polinomiālā aproksimācija. Ja funkcija ir pietiekami vienlaidus, tad aproksimējošais polinoms dod iespēju sasniegt relatīvu precizitāti pat līdz  $10^{-14}$ . Piemēram, tādā veidā ir iespējams radīt polinomiālu modeli kādai no transcendentālām funkcijām. Tomēr polinomiālā aproksimācija uzstāda augstas prasības vienlaidumībai un nav sevišķi piemērota lai aproksimētu pietrokšņotas,

oscilējošas vai ātri mainīgas funkcijas. Pie augstu pakāpju polinomu pielietošanas, ir iespējami kļūdu uzkrājumi, kaut gan viss ir stipri atkarīgs no aproksimējamās funkcijas (atkarībā no paātrinājuma un laika). Rezultāti būs neapmierinoši arī aproksimējot nevienmērīgi sadalītus (ar lielām atstarpēm) datus, tādēļ aprēķinošajai un atmiņas iekārtai ir jāstrādā ar noteiktu frekvenci un bez aiztures.

- lai aproksimētu vienlaidus funkciju ar vidēju precizitāti un ar sakritības garantiju, tad laba izvēle ir racionālā aproksimācija ar Floatera-Hormana bāzes pielietošanu. Floatera- Hormana bāzes funkcijas veido labi noteiktu sistēmu, kas ir noturīga pret skaitliskām kļūdām.
- lai aproksimētu eksperimentālos datus, kas satur troksni, tad labākā izvēle būs regresīvais splains ar soda funkciju. Tas ir ērts lietošanā, viegli regulējams un labi tiek galā ar datiem, kuri satur ievērojamus pārtraukumus (tukšus apgabalus, kur nav zināmi funkcijas lielumi). Izlīdzināšanas pakāpe var variēt visplašākajā diapazonā – no praktiski pilnas visu nelinearitāšu nospiešanas (rezultāts – taisna līnija) līdz pilnīgai izlīdzināšanas klātbūtni.
- lai aproksimētu daudzparametru funkciju, tad var pielietot lineāro vai nelineāro MKM (mazāko kvadrātu metodi). Šīs metodes dod iespēju strādāt ar vispārēja veida funkcijām, kas iesniegtas ar lielumu matrici (lineāras MKM gadījumā) vai ar vērtības izskaitļošanu vajadzīgajā punktā (nelineārā MKM).

### Polinomiālā interpolācija

Polinomiālā interpolācija ir visvairāk pazīstama, kā vienvirziena interpolācijas metode. tās priekšrocības ir realizācijas vienkāršība un laba saņemamo interpolantu kvalitāte. Starp citu, tā nav arī bez trūkumiem (daži no tiem tiks apskatīti tālāk), un tā pēdējā laikā ir pakļauta stiprai ietekmei no alternatīvo interpolācijas metožu puses: ar splainiem un racionālajām funkcijām. Bet, neņemot vērā to, polinomiālā interpolācija joprojām ir viens no galvenajiem skaitliskās analīzes instrumentiem. Tas viss ir novedis pie slēdziena, izmantot tieši šo metodi projektā, vismaz ierīces izstrādes sākuma etapā.

### Polinomiālās interpolācijas teorija un baricentriskā polinoma izteiksme

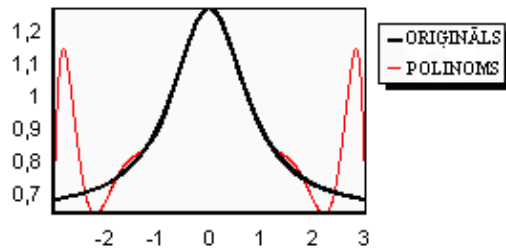
Ir zināms, jebkura racionālā funkcija var tikt izteikta baricentriskā formā [38]:

$$r(x) = \frac{\sum_{j=0}^N \frac{w_j}{x - x_j} y_j}{\sum_{j=0}^N \frac{w_j}{x - x_j}} \quad (4.2)$$

Šādai izteiksmei ir vairākas labas pazīmes, pateicoties kurām, tā ir izmantojama ALGLIB paketē darbam ar racionālām funkcijām. Tā pati formula var tikt izmantota arī polinoma izteikšanai, kas ir racionālās atsevišķa sastāvdaļa. Baricentriskajai izteiksmei ir trīs galvenās priekšrocības attiecībā pret citiem interpolācijas paņēmieniem. Pirmkārt, tā ir noturīgāka pret kļūdām, nekā izklājums pakāpju bāzē. Otrkārt, pēc modeļa izveidošanas, polinoma vērtība var tikt izskaitļota laikā  $O(N)$ , kas ir ātrāk, nekā izmantojot Nevila tipa algoritmu (ar darbietilpību  $O(N^2)$ ). Treškārt, dažreiz svarīgos gadījumos (vienmērīgi un Čebiševska tīkli), modeļa izveidošanas darbietilpība ir ar sarežģītību  $O(N)$ .

Mezglu izvēle ļoti stipri ietekmē interpolācijas precizitāti. Pietam, tīkls ar vienādi attālinātiem mezgliem, neņemot vērā, savu vienkāršību un izmantošanas ērtību, nav piemērots interpolācijai sakarā ar diviem, cieši saistītiem iemesliem.





4.3. att. Oriģināla funkcijas un tās polinoma piemērs. [38]

Lai izprastu pirmo iemeslu, tiek izskatīts grafiks augšā (4.3.att). Grafikā ir attēlota funkcija:

$$f(x) = \frac{1}{\arctan(1+x^2)} \quad (4.3)$$

Tādejādi melnā krāsā grafiks - ir oriģinālā funkcijas attēlojums un sarkanā krāsā grafiks - ir interpolācijas polinoms, kas konstruēts pēc 11 punktiem vienlaidus tīklā. Ir redzams, ka centrā polinoms ļoti labi interpolē funkciju, bet tuvojoties malām, interpolācijas precizitāte samazinās. Kaut gan polinoms iziet caur visiem tam uzrādītajiem punktiem, tas ļoti stipri novirzās no funkcijas. Varētu būt gaidāms, ka ar punktu skaita pieaugumu kļūda samazināsies.

Patiesībā viss ir pretēji – jo vairāk  $N$ , jo vairāk interpolācijas polinoms novirzīsies no funkcijas, tuvojoties pie nogriežņa robežām. Pie neierobežota punktu skaita palielināšanas interpolācijas kļūda nogrieznī tieksies sasniegt bezgalību.

Ir pierādīts, ka ir vesela funkciju klase, kuras nevar tikt interpolētas ar polinomu vienmērīgā tīklā. Šīs funkcijas, kurām ir poli kompleksajā plaknē interpolācijas nogriežņa apvidū (šajā gadījumā, agrāk pieminētajai funkcijai ir poli punktos  $x = +i$  un  $x = -i$ ). Jāsecina, interpolācijas kļūdas palielināšanās, pieaugot punktu skaitam – nav algoritma trūkums un dabisku noviržu sekas, operējot ar lietišķiem skaitļiem. Tā ir interpolācijas polinoma fundamentāla īpašība – precīzi izejot cauri visiem noteiktajiem punktiem, tas krasi palielināsies intervālā starp tiem.

Otrs iemesls, kura dēļ nevajag izmantot tīklu ar vienādi attālinātiem mezgliem, ir cieši saistīts ar pirmo. Pie interpolācijas tīklā ar vienādi attālinātiem mezgliem, operāciju kļūdas ar lietišķiem skaitļiem var uzkrāties un novest pie interpolācijas kvalitātes krituma. Iemesls ir tas, ka, ja pat interpolējamā funkcija tiek klasificēta kā „laba funkcija”, t.i., tai nav polu interpolācijas nogriežņa apvidū, operāciju kļūdas ar lietišķiem skaitļiem parasti ievieš nelielus kropļojumus tās grafikā. Šie kropļojumi ļoti bieži izveido „sliktas funkcijas” izskatu, kas noved pie katastrofiska noviržu pieauguma, pieaugot punktu skaitam.

Šai problēmai ir divi risinājumi. Ja kādu iemeslu pēc, no tīkla ar vienādi attālinātiem mezgliem nevar atteikties, tad var izmantot kubiskos splainus vai racionālās funkcijas. Ja ir brīva punktu izvēle, tad var veikt interpolāciju Čebiševska tīklā. Šādā tīklā vairumā gadījumu interpolācijas kļūda samazināsies kopā ar punktu skaita pieaugumu (šajā gadījumā tas ir spēkā jebkurai vienmērīgai funkcijai). Izskaitļošanas novirzes tāpat mazāk tiecas uz uzkrāšanos.

### Aproksimācija ar lineāru vai nelineāru MKM

Mazāko kvadrātu metode (bieži saukta par MKM) parasti tiek pieminēta divos kontekstos. Pirmkārt, ir labi zināma tās pielietošana regresīvajā analīzē, lai veidotu modeļus piesārņotā eksperimentālu datu bāzē. Pietam, bez paša modeļa tiešas izstrādes parasti tiek novērtēts novirzes lielums, ar kuru tika izskaitļoti tās parametri, dažreiz tiek risināti arī citi uzdevumi. Otrkārt, MKM tiek bieži izmantota vienkārši kā aproksimācijas metode bez jebkādas tās piesaistes statistikai. Šo metodi var realizēt C++ valodā bez papildus bibliotēkas un pašlaik tā uzrāda labākus rezultātus salīdzinājumā ar citām, kuras ir izdevies izmēģināt. Bez tā, novirzes novērtējums dod iespēju ieviest korekcijas ierīces aprēķina algoritmā vai arī atslēgt paziņojuma signālus, ja polinoma koeficientu aprēķina kļūda ir zemāka par noteikto līmeni.

Lielākā daļa no aproksimācijas metodēm, kas ietilpst ALGLIB sastāvā galu galā, noved pie problēmas atrisināšanas ar lineāro MKM:

- Polinomiālā aproksimācija (ietverot lineāro)

- Aproximācija ar racionālajām funkcijām (ar Floatera-Hormana bāzes izmantošanu)
- Aproximācija ar splainiem (ar regresīvo splainu ar soda funkciju)
- Aproximācija ar lineārās MKM izmantošanu

Pirmās trīs metodes kalpo vienlīmeņa uzdevumu risināšanai. Pēdējo metodi var izmantot aproksimācijai daudzlīmeņu telpās (tas var būt nepieciešams, ja aprēķinos tiks izmantoti citi parametri, piemēram, ātrums, dažādu sistēmu darbības parametri u.c.).

### Regresīvais splains ar soda funkciju

Regresīvais splains ar soda funkciju – tas ir vēl viens mūsdienīgs aproksimācijas algoritms, kas ir pielietojams darbiem ar trokšņainiem eksperimentāliem datiem. tas ir splains ar  $M$  vienmērīgi izkliedētiem mezgliem, kura koeficienti tiek iegūti ar aproksimācijas kļūdas  $LS$  minimizāciju un soda funkciju  $P$ , kura nomāc nelinearitāti [6]:

$$S(x) = \arg \min_{S(x)} LS(S) + P(S) = \arg \min_{S(x)} \left( \sum_i (y_i - S(x_i))^2 + \lambda \int (S''(x))^2 dx \right) \quad (4.4)$$

kur:  $\lambda = 10^\rho \cdot C$

$\rho \in [-15, +15]$  - regulācijas parametrs

$C = C(y_i, x_i)$  - mēroga faktors

Regresīvā splaina galvenās priekšrocības ir:

- nelinearitātes pakāpes un trokšņu slāpēšanas pakāpes kontrole. Variējot reizinātāju pirms soda funkcijas, rodas iespēja vadīt izlīdzināšanu.
- iespēja risināt līdz galam nenoteiktus vai pārāk noteiktus uzdevumus. Atšķirībā no citiem aproksimācijas tipiem (polinomiālā, racionālā), šajā metodē var palielināt bāzes funkciju daudzumu, nebaidoties no pārmācīšanas. Var padarīt brīvības pakāpes  $M$  reizēm vairāk, par mezglu skaitu  $N$  un iegūt labu rezultātu. Tas tiek nodrošināts pateicoties soda funkcijas esamībai, kura nomāc pārāk asas splaina fluktuācijas un padara risināmās lineāro vienādojumu sistēmas par labi nosacītām. Sasniegt līdzīgu rezultātu izmantojot polinomiālo aproksimāciju praktiski nav iespējams.
- iestādīšanas vienkāršība – tikai divi iestādāmi parametri. mezglu daudzums un izlīdzināšanas pakāpe. Pietam, mezglu daudzumu var izvēlēties maksimālo un koncentrēties uz tikai viena parametra iestādīšanu – izlīdzināšanas pakāpi. Izlīdzināšanas pakāpe var arī kļūt par konstanti pie noteiktā uzdevuma risināšanas.

Regresīvais splains ar soda funkciju lielā mērā atšķiras no citiem aproksimācijas algoritmiem. Tas, bez pārspīlējuma, ir viens no labākajiem regresijas algoritmiem, ja ir jāapstrādā vienlīmeņa dati. Veicot nepieciešamo izmēģinājumu skaitu reālos apstākļos, varbūt tieši šo algoritmu nāksies adaptēt izvēlētajam mikrokontrollerim un izmantot turpmāk. Tomēr šī metode ir darbietilpīgāka un nedod iespējas novērtēt aproksimācijas ticamības lielumu bez veiktiem izmēģinājumiem, bet tādu metodi obligāti jāņem vērā, pie galīgas, vairāk piemērotas, ekstrapolācijas metodes izvēles.

### Praktisks piemērs

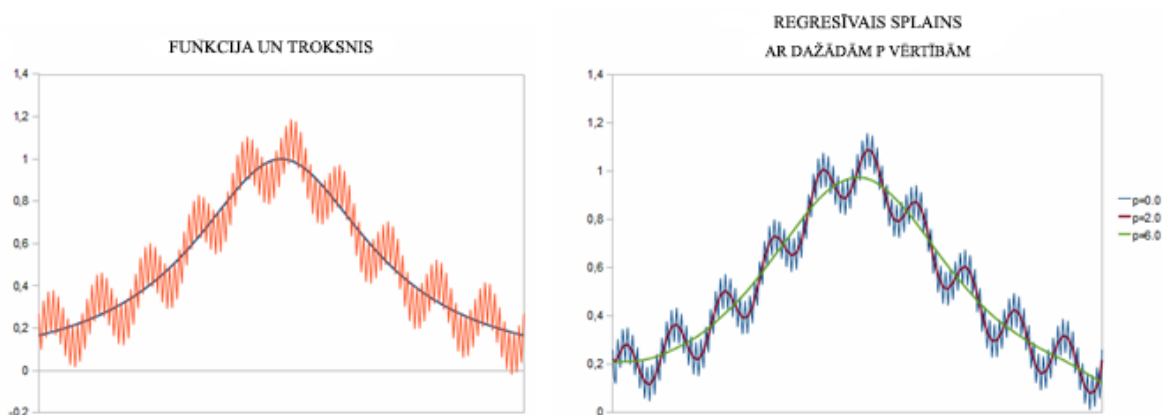
Izskatīsim regresīvā splaina ar soda funkciju pielietojumu pietrokšņotiem datiem. Aproximēsim funkciju  $f$ , kas ir noteikta ar lielumiem  $N$  vienmērīgi sadalītos mezglos, izmantojot splainu ar  $M$  brīvības pakāpēm un dažādiem izlīdzināšanas koeficienta lielumiem.

$$\begin{cases} f(x) = \frac{1}{1+5x^2} + \frac{1}{10} \sin(10\pi x) + \frac{1}{10} \cos(100\pi x) \\ x_i = 2 \frac{i}{N-1} - 1, i = 0..N-1 \end{cases} \quad (4.5)$$

kur:  $N = 201$  - funkcijas vērtības daudzums;

$M = 400$  - splainu brīvības pakāpe.

Funkcija  $f$  sastāv no trijām saskaitāmajiem – zemas frekvences sastāvdaļa (pirmais saskaitāmais), vidējas frekvences troksnis (otrais saskaitāmais) un augstfrekvences trokšņa (trešais saskaitāmais). Pirmajā no diviem grafikiem (4.4.att), kas parādīti zemāk, ir iespējams ieraudzīt zemas frekvences sastāvdaļu (apzīmēta zilā krāsā) un to, kas izveidojas pēc pietrokšņošanas (apzīmēts ar sarkanu krāsu). Troksnī ir skaidri redzamas abas harmonikas – ar frekvenci 10 un frekvenci 100.



4.4. att. Regresīva splaina piemērs ar dažādām  $\rho$  vērtībām.

Otrajā grafikā ir parādīti trīs splaini, kuri atbilst dažādām  $\rho$  vērtībām. Zilā līkne atbilst ļoti zēmam izlīdzināšanas līmenim (kaut gan ne pašam mazākajam no iespējamajiem –  $\rho$  var būt arī negatīvs). Tumši sarkanā līkne atbilst mērenam izlīdzināšanas līmenim, kas ir pietiekams, lai apspiestu trokšņa vērtību sastādošās augstfrekvences svārstības. Beidzot zaļā līkne parāda rezultātu, kas ir iegūts pielietojot  $\rho=6,0$  – ir redzams, ka trokšņa sastāvdaļa ir tikusi pilnībā noslāpēta. Tāda īpašība, iespējami, dos labus rezultātus ekstrapolējot paātrinājumu (tai piemīt trokšņi). Strādājot ar ātrumu tas visticamāk nebūs vajadzīgs.

### Racionālā interpolācija

Racionālā interpolācija, t.i., interpolācija ar racionālajām funkcijām ir interpolējamās funkcijas  $f(x)$  izpildījums divu polinomu attiecības veidā:

$$f(x) = \frac{p_0 + p_1x + \dots + p_Lx^L}{q_0 + q_1x + \dots + q_Nx^N} \quad (4.6)$$

Līdzīgi ar splain – interpolāciju, racionālā interpolācija ir viena no polinomiālās interpolācijas alternatīvām. Polinomiālās interpolācijas galvenais trūkums ir tas, ka tā nav stabila vienā no pašiem ērtākajiem un bieži izmantojamā tīklā – tīklā ar vienādi attālinātiem mezgliem. Ja uzdevums to atļauj, šo problēmu var atrisināt izvēloties tīkla izvēli ar Čebiševska mezgliem. Ja nav iespējams brīvi izvēlēties interpolācijas mezglus vai arī ir vienkārši nepieciešams algoritms, kas nav sevišķi prasīgs attiecībā uz mezglu izvēli, tad racionālā interpolācija var izrādīties par piemērotu alternatīvu polinomiālajai interpolācijai.

### Interpolācija bez poliem: Floatera-Hormana algoritms

Praktiski vienlaicīgi ar Berruta u. c. rakstu, presē parādījās Floatera un Hormana raksts, kurā tika aprakstīts racionālās interpolējošās funkcijas uzbūvēšanas algoritms, bez poliem uz darbojošās ass. Floatera-Hormana algoritma svarīga iezīme ir augsts darbības ātrums, stabilitāte un uzticamība. pēc šiem parametriem tas ir salīdzināms ar splain – interpolāciju. Algoritms ir detāli apskatīts rakstā, ko var atrast viena no autoriem vietnē [38], šeit tiek dots tikai īss apraksts.

Lai ir doti punkti  $x_0, \dots, x_N$  dotas funkciju vērtības tajos:  $f_i = f(x_i)$ . Lai  $d$  – Floatera-Hormana interpolācijas shēmas kārtā ( $0 \leq d \leq n$ ) un lai  $p_i(x)$  apzīmē polinomu, kurš interpolē funkciju punktos  $x_i, \dots, x_{i+d}$ . Tad Floatera-Hormana racionālo interpolantu tiek noteikts kā:

$$\left\{ \begin{array}{l} r(x) = \frac{\sum_{i=0}^{n-d} \lambda_i(x) p_i(x)}{\sum_{i=0}^{n-d} \lambda_i(x)} \\ \lambda_i(x) = \frac{(-1)^i}{(x-x_i) \cdots (x-x_{i+d})} \end{array} \right. \quad (4.7)$$

Augstāk norādītā formula priekš  $r(x)$  izskaidro parametra  $d$  jēgas izpratni, bet tā nav piemērota praktiskai pielietošanai, jo tai ir augsta skaitļošanas sarežģītība. Daudz ātrāka un ērtāka ir baricentriskā formula:

$$\left\{ \begin{array}{l} r(x) = \frac{\sum_{i=0}^N \frac{w_i}{x-x_i} f_i}{\sum_{i=0}^N \frac{w_i}{x-x_i}} \\ w_k = \sum_{i \in JK} (-1)^i \prod_{j=i, j \neq k}^{i+d} \frac{1}{x_k - x_j} \end{array} \right. \quad (4.8)$$

kur:  $JK = \{i \in l : k-d \leq i \leq k\}$ ;  
 $l = \{0, 1, \dots, n-d\}$ .

Tādā veidā noteiktajai funkcijai  $r(x)$  ir vairākas svarīgas īpašības. Pirmkārt, tā ir racionāla funkcija ar skaitītāja un saucēja pakāpēm, ne lielākām par  $N$ . Otrkārt, tai nav polu uz darbības ass. Treškārt, ja  $h = \max(x_i - x_{i-1})$ , tad aproksimācijas kļūdas kārtā ir  $O(h^{d+1})$ . Ir redzams, ka algoritms racionālajai interpolācijai ir tas pats, kas, kā kubiskais splains polinomiālajai interpolācijai.

Floatera un Hormana rakstā ir parādīts, ka pie  $d = 3$  interpolācijas shēma neatšķiras pēc precizitātes kubiskajiem splainiem. Runges funkcija ( $f = 1/(1+x^2)$ ) ir klasisks funkcijas piemērs, kas nepakļaujas interpolācijai ar polinomiem vienmērīgā tīklā. Racionālā interpolācija pēc Floatera-Hormana metodes veiksmīgi tiek galā ar uzdevumu. Šis piemērs ir dots tikai lai nodemonstrētu iespējamību pieejai nestandarta uzdevumu risināšanai. Reālos izmēģinājumos tāda paātrinājuma atkarība no laika nav iespējama.

Analīze, kas tika veikta pielietojot augstas precizitātes aritmētiku, ir parādījusi, ka bezgalīgas precizitātes aritmētikā ar  $d$  palielināšanos kļūda samazinās. Tomēr noteiktas precizitātes aritmētikā pie  $d$ , kas ir tuvu  $N$ , operāciju kļūdas ar lietišķiem skaitļiem praktiski pilnīgi sagrauj interpolācijas shēmas precizitāti. Pie  $3 \leq d \leq 8$  interpolācijas funkcija tiek aprēķināta ar augstu precizitāti, tuvu mašīnas aplēsei.

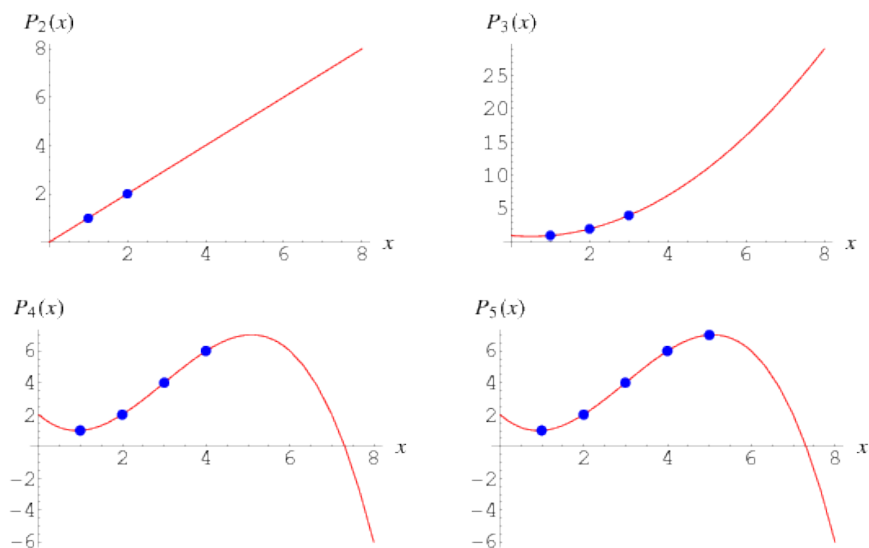
### 4.3. Matemātiskā modeļa izmantošana

Lai prognozētu bremzēšanas rezultātus, nav iespējams izmantot formulas, kas pamatotas tikai uz mehāniskiem spēkiem. Šīs formulas ir lietojamas tikai vienmērīgi palēninātai kustībai (idealizētam ieskriešanas-bremzēšanas modelim), izmantojot mehānisko spēku vidējos lielumus, kas iedarbojas uz lidmašīnu bremzēšanas momentā. Aprēķināt šos vidējos lielumus ir iespējams tikai pēc pilnīgas etapa pabeigšanas (pacelšanas/nosēšanas).

Reālos apstākļos lietot šīs metodes nebūs iespējams, jo bremzēšanas rezultāts ir jāprognozē pēc iespējas agrāk, lai atliktu laiks kļūdu labošanai. Turklāt paātrinājuma atkarība no laika gandrīz nekad nebūs analītiska izteiksme, kādēļ integrēt lielumus analītiski, lai atrastu apstāšanās momentu, nav iespējams.

Šajā situācijā vienīgā prognozēšanas iespēja, pēc autora ieskatiem, ir uzkrātās statistikas aproksimācija bremzēšanas procesā. Konkrēti, šajā gadījumā ir nepieciešams izmantot eksperimentālo punktu ekstrapolāciju  $M$ -tās pakāpes polinomā.

Ekstrapolācijas metodes ir līdzīgas ar interpolācijas metodēm, tās atšķiras tikai ar to, ka interesējošie momenti tiek aprēķināti aiz eksperimentālo punktu robežām, nevis starp tiem.



4.5. att. Eksperimentālo punktu ekstrapolācijas piemēri.

Visi mērījumi ir sanumurēti ar indeksu  $i$ , sākot no 0, kas atbilst nosēšanās momentam, beidzot ar  $r$ , kas atbilst pēdējam izpildītajam mērījumam. Visiem fizikāliem lielumiem tika piešķirts atbilstošs mērījuma indekss. Tātad, mūsu rīcībā ir sakārtotu pāru komplekts  $(t_i, a_i)$ , kur  $i = 0, 1, 2, \dots, r$ , un kur  $t_i$  ir laika brīdis, kurā tika veikts  $i$ -tais mērījums, savukārt  $a_i$  ir šajā mērījumā iegūtā paātrinājuma vērtība (atbilstošā palēninājuma vērtība ir  $-a_i$ ). Mērķis ir atrast paātrinājumu, kā arī ātrumu un koordināti, ja  $t > t_r$ . Izmantojamais matemātiskais modelis ir skaitliskā ekstrapolācija.

Pēdējā mērījuma laika brīdis  $t_r$  ir arī tas brīdis, kad tiek sākta ekstrapolācija. Proti, ir jāņem vērā visjaunākie mērījumi  $i = r, r-1$ . No otras puses, informācijai, kas tika iegūta agrākajos mērījumos ( $i = 0, 1, \dots$ ), var būt mazāka prognozēšanas nozīme, jo bremsēšanas spēki mēdz krasī mainīties (tika atslēgts reverss, nomainīts riteņa bremsēšanas spēks, vējš u. tml.). Izskatīsim formulas, kas būs piemērojamas, izmantojot pēdējos  $N$  mērījumus ( $i = r, r-1, \dots, r-N+1$ ). Šeit  $N$  var būt izvēlēts pēc vajadzības. Ja  $N$  ir neliels (6 līdz 10), tiek izmantota tikai visjaunākā informācija, ja ir maksimāls  $N = r+1$ , tad tiek izmantoti visi rīcībā esošie mērījumi ( $i = 0, 1, 2, \dots, r$ ). Turklāt formāts nemainās, izvēloties citu  $N$ .

Ekstrapolējošo funkciju izvēlamies kā algebrisko polinomu no laika [47, 237]:

$$a(t) = \sum_{j=0}^M c_j t^j = c_0 + c_1 t + \dots + c_M t^M \quad (4.9)$$

kur:  $M$  – ir polinoma pakāpe.

Tāda izvēle ir attaisnota, jo konstanta paātrinājuma tuvinājumā  $a(t) = const$  4.9. formulu var izmantot, izvēloties  $M = 0$ , kas dod  $a(t) = c_0$ . Nākamie paņemti dati ( $M = 1, 2, \dots$ ) ievēro korekcijas paātrinājumam mainīgo spēku dēļ. No otras puses, nebūtu lietderīgi izmantot pārāk lielu  $M$ . Tiešām, robežgadījumā, kad  $M = N-1$ , polinoms precīzi aprakstīs visas eksperimentālas vērtības, un stipri oscilēs starp eksperimentāliem punktiem un strauji aizies uz bezgalību aiz eksperimentālo punktu intervāla robežām. Pēdējā fakta dēļ tāds polinoms nav labi piemērots ekstrapolēšanas mērķiem. Līdzīgs efekts ir gaidāms, ja  $M$  ir mazliet mazāks par  $N$ , bet tam tuvojas.

Šādu apsvērumu rezultātā var secināt, ka optimālā  $M$  izvēle būtu robežās starp  $1 \div 4$ . Galīgā izvēle var tikt veikta metodes praktiskās lietošanās rezultātā atkarībā no tā, cik strauji realitātē mainās paātrinājums (vai ātrums).

Tātad, apskatām pēdējos  $N$  punktus  $i = r, r-1, \dots, r-N+1$ . Ērtībai pārsaucam par  $k = i - r + N$ .

Jaunais indekss mainās šādās robežās –  $k = 1, 2, \dots, N$ .

Lai atrastu vislabākās koeficientu  $c_j$  vērtības 4.9. formulā, aplūkosim šīs formulas kvadrātisko novirzi no eksperimentālajiem punktiem  $(t_i, a_i)$  [47, 237]:

$$\sum_{k=1}^N [a_i - a(t_i)]^2 = f(c_0, c_1, \dots, c_M) \quad (4.10)$$

Kā skaidri redzams 4.10. vienādojumā, šī izteiksme ir kāda funkcija no parametriem  $c_j$ . Šīs funkcijas atvasinājumu pēc katra parametra pielīdzinot nullei, iegūstam normālu vienādojumu sistēmu [47, 237]:

$$\sum_{j=0}^M c_j S_{l+j} = T_l \quad (l=0, 1, \dots, M) \quad (4.11)$$

kur [47, 238]:

$$S_l = \sum_{k=1}^N t_k^l \quad \text{un} \quad T_l = \sum_{k=1}^N a_k t_k^l \quad (4.12)$$

izvērstā veidā:

$$\left\{ \begin{array}{l} \sum_{j=0}^M c_j S_j = T_0 \\ \sum_{j=0}^M c_j S_{j+1} = T_1 \\ \dots \\ \sum_{j=0}^M c_j S_{j+M} = T_M \end{array} \right. \quad (4.13)$$

4.13. vienādojumu sistēmā visi lielumi  $S_l$  un  $T_l$ ,  $l = 0, 1, \dots, M$ , ir zināmi, savukārt parametri  $c_j$  ir nezināmi; tos var aprēķināt ar šo vienādojumu palīdzību. 4.13. vienādojumu sistēma ir nehomogēnu lineāru algebrisku vienādojumu sistēma. Tās risināšanās paņēmieni ir labi izstrādāti. Ir arī standarta programmas zinātnisko programmu paketes (piemēram, *MATLAB*), ar kuru palīdzību var tās atrisināt.

Kad parametri  $c_j$  ir aprēķināti, tos var izmantot 4.9. vienādojumā, kas dos iespēju atrast meklēto paātrinājuma ekstrapolēšanās formulu.

Līdz ar to var iegūt arī ekstrapolēšanas formulas ātrumam un koordinātēm. Integrējot 4.9. vienādojumu, iegūst:

$$V(t) = \int \sum_{j=0}^M c_j t^j = \sum_{j=0}^M \frac{c_j}{j+1} t^{j+1} + const \quad (4.14)$$

Atradīsim konstanti. Ja ir zināms  $V_r$  apskatāmajā brīdī  $t_r$ :

$$V(t_r) = V_r \quad (4.15)$$

No otras puses, no 4.14. vienādojuma izriet:

$$V(t_r) = \sum_{j=0}^M \frac{c_j}{j+1} t_r^{j+1} + const \quad (4.16)$$

Savietojot 4.15. un 4.16. vienādojumus, var atrast konstanti ( $const$ ) un iegūt:

$$V(t) = V_r + \sum_{j=0}^M \frac{c_j}{j+1} [t^{j+1} - t_r^{j+1}] \quad (4.17)$$

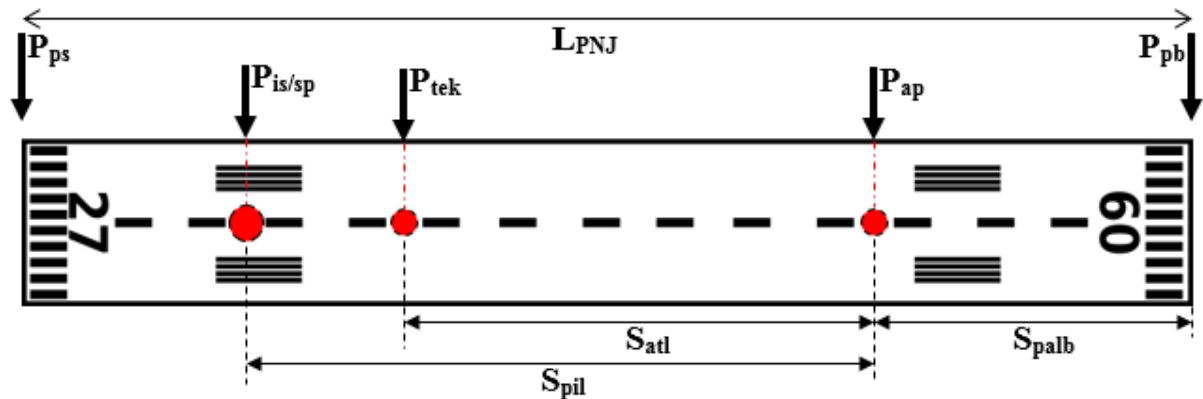
4.17. vienādojums ir ātruma ekstrapolēšanās formula. Tā dod iespēju atrast apstāšanās laika brīdī  $t_{stop}$ . Izvēloties laika brīžus  $t_{r+1}, t_{r+2}, \dots$  (jo  $t_r < t_{r+1} < t_{r+2} < \dots$ ), mēs prognozēsim  $V(t)$  uz priekšu, kamēr nebūs sasniegts  $V(t) = 0$ . Tās  $t = t_{stop}$ . Tas nozīmē, ka ir jāatrisina skaitliskais vienādojums  $V(t_{stop}) = 0$ .

Tagad ir iespējams atrast atlikušo bremsēšanas ceļu līdz apstāšanās brīdim (laikā momentā  $t_r$ ). Integrējot 4.17. vienādojumu no  $t_r$  līdz  $t_{stop}$ , tiek iegūts atlikušais ceļš

$$S_{atl} = \int_{t_r}^{t_{stop}} V(t) dt = (V_r - \sum_{j=0}^M \frac{C_j}{j+1} t_r^{j+1})(t_{stop} - t_r) + \sum_{j=0}^M \frac{C_j}{(j+1)(j+2)} [t_{stop}^{j+2} - t_r^{j+2}] \quad (4.18)$$

Pēc vairākām mēģinājumiem tika secināts, ka, lai ekstrapolētu paātrinājumu, ir nepieciešami vairāki GK sistēmu dati. Kamēr šādu datu nav, tālākai ierīces izstrādāšanai tiek piedāvāts ekstrapolēt tieši mērīto ātrumu.

#### 4.4. Algoritms



4.6. att. Algoritmam nepieciešamie punktu un garumu apzīmējumi.

Lai izstrādātu algoritmu, ir nepieciešams atzīmēt noteiktus punktus uz PNJ. Algoritma izstrādāšanās laikā tika piedāvāti šādi apzīmējumi (4.6. att.):

- $P_{ps}$  – pacelšanās un nosēšanās joslas sākums;
- $P_{pb}$  – pacelšanās un nosēšanās joslas beigas;
- $P_{is/sp}$  – GK ieskriešanās un saskaršanās sākuma punkts;
- $P_{tek}$  – GK atrašanās vieta uz PNJ;
- $P_{ap}$  – GK prognozējamais atrašanās jeb apstāšanās punkts;
- $S_{atl}$  – ieskriešanās un bremsēšanas skrejceļa garuma atlikums;
- $S_{pil}$  – ieskriešanās un bremsēšanas skrejceļa pilnais garums;
- $S_{palb}$  – atlikušais attālums līdz PNJ beigām no atrašanās/apstāšanās punkta;
- $L_{PNJ}$  – PNJ garums ( $P_{pb} - P_{ps}$ ).

#### Pacelšanās skrejceļa aprēķināšanas algoritms

- 1) PNJ  $P_{ps/pb}$  punkti tiek doti un ievadīti ierīces atmiņā.
- 2) Gaidām GK akcelerācijas sākumu.
- 3) Rakstām atmiņā sākuma ātrumu  $V_{sak}$  un GPS pozīcijas datus ( $P_{is/sp}$ ).
- 4) Rakstām atmiņā paātrinājumu laika gaitā  $a(t)$  ar noteiktu intervālu  $\Delta h$ .
- 5) Integrējot paātrinājumu  $a(t)$ , iegūstam ātrumu  $V(t)$  un rakstām to atmiņā.

$$V_t = \int a_i dt \quad (4.19.)$$

- 6) Veicam  $V(t)$  datu aproksimāciju.

$$A(t) = aproks(V_t) \quad (4.20.)$$

- 7) Skaitām atrašanās laika momentu  $t_{atr}$  (prognozējam, kad būs sasniegts  $v_2$  ātrums).

$$A(t_{atr}) = v_2 = v_{atr}, \quad (4.21.)$$

kur:  $t_{atr}$  – prognozējamais atrašanās laiks, kad ātruma funkcija būs vienāda ar atrašanās ātrumu  $v_{atr}$ .

- 8) Integrējot ātrumu  $V(t)$ , skaitām atlikušo skrejceļa garumu  $S_{atl}$  līdz pacelšanās brīdim.

$$s_{atl} = \int_{t_{tek}}^{t_{atr}} dt \int_{t_{tek}}^{t_{atr}} a_i dt \quad (4.22.)$$

- 9) Atrašanās vietu  $P_{tek}$  var atrast, integrējot ātrumu no 0 līdz konkrētam laikam.

$$P_{tek} = \int_{t_0}^{t_{tek}} dt \int_{t_0}^{t_{tek}} a_i dt \quad (4.23.)$$

- 10) Aprēķinām, salīdzinām un izvadām informāciju par plānoto GK atrašanās vietu atrašanās momentā. Skrejceļa nepietiekamības gadījumā brīdinām apkalpi.

$$P_{ps} + P_{is/sp} + P_{tek} + S_{atl} < L_{PNJ} \quad (4.24.)$$

- 11) Lidojot virs tuvās radiobākas (TRB), nepieciešamības gadījumā izslēdzam ierīci.

### Nosēšanās skrejceļa aprēķināšanas algoritms

- 1) PNJ  $P_{ps/pb}$  punkti tiek doti un ievadīti ierīces atmiņā.
- 2) Lidojot virs tuvās radiobākas (TRB), ieslēdzam ierīci gatavības režīmā.
- 3) Gaidām  $PSEU$  devēja signālu (šasijas stāvokļa sensors).
- 4) Rakstām atmiņā nosēšanās ātrumu  $V_{nos}$  un  $GPS$  pozīcijas datus ( $P_{is/sp}$ ).
- 5) Rakstām atmiņā paātrinājumu laika gaitā  $a(t)$  ar noteikto intervālu  $\Delta h$ .
- 6) Integrējot paātrinājumu  $a(t)$ , iegūstam ātrumu  $V(t)$  un rakstām to atmiņā.

$$V_t = \int a_i dt \quad (4.25.)$$

- 7) Veicam integrēto ātruma datu aproksimāciju.

$$A(t) = aproks(V_t) \quad (4.26.)$$

- 8) Aprēķinām apstāšanās laika momentu, kad  $V_{stop} = 0$ .

$$A(t_{stop}) = V_{stop} = 0 \quad (4.27.)$$

kur:  $t_{stop}$  – prognozējamais apstāšanās laiks, kad ātruma funkcija būs vienāda ar nulli.

- 9) Integrējot ātrumu  $V(t)$ , skaitām atlikušo ceļu garumu līdz apstāšanās momentam.

$$s_{atl} = \int_{t_{tek}}^{t_{stop}} dt \int_{t_{tek}}^{t_{stop}} a_i dt \quad (4.28.)$$

kur:  $t_{tek}$  – konkrētais laika moments;

$t_{stop}$  – prognozējamais apstāšanās laiks.

- 10) Atrašanās vietu  $P_{tek}$  var atrast, integrējot ātrumu no 0 līdz konkrētam laikam.

$$P_{tek} = \int_{t_0}^{t_{tek}} dt \int_{t_0}^{t_{tek}} a_i dt \quad (4.29.)$$

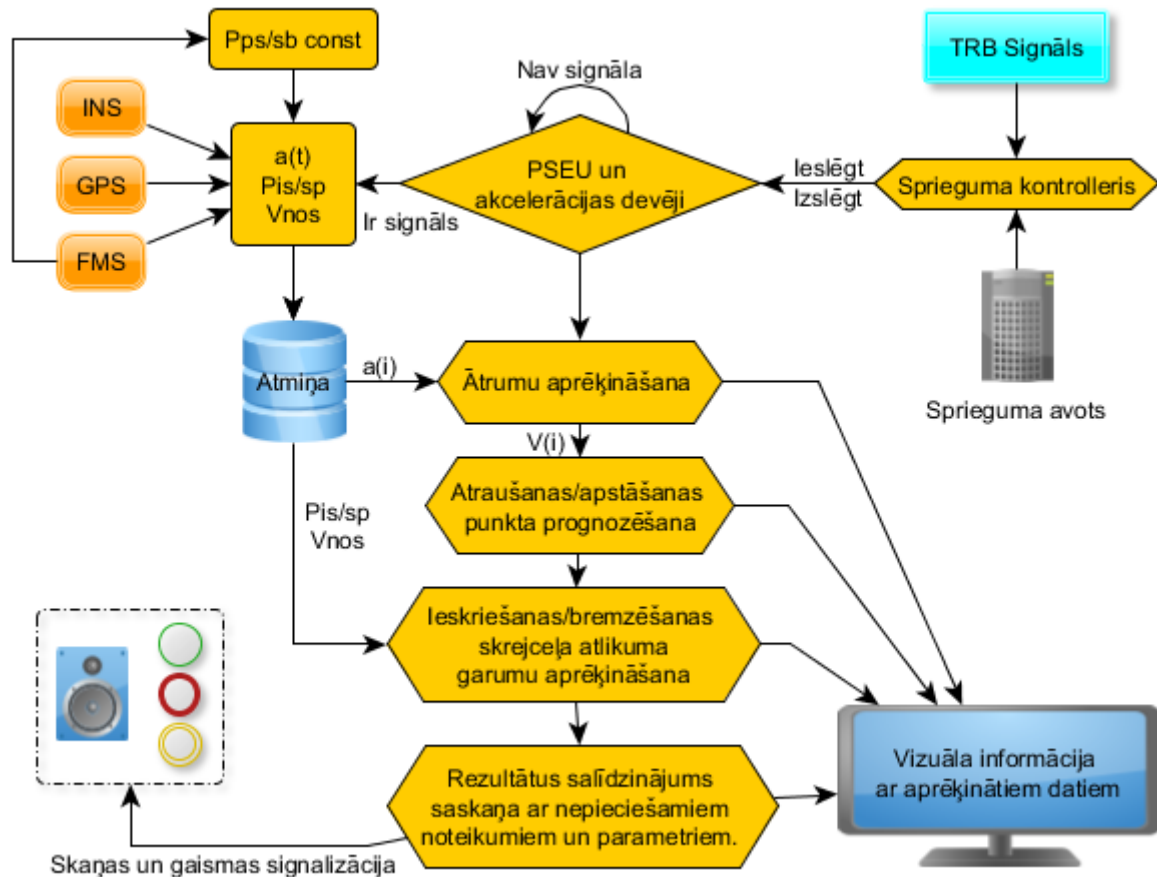
- 11) Aprēķinām, salīdzinām un izvadām informāciju par plānoto GK atrašanos vietu apstāšanās momentā. Skrejceļa nepietiekamības gadījumā brīdinām apkalpi.

$$P_{ps} + P_{is/sp} + P_{tek} + S_{atl} < L_{PNJ} \quad (4.30)$$

## 4.5. Algoritmus un sistēmas mijiedarbības strukturālā shēmā

Vienkāršota strukturāla shēma gan pacelšanas gan nosēšanas režīmam ir attēlota 4.7.att. Tajā ir redzams no kādiem etapiem sastāv aprēķināšanas algoritmi (vizuālais attēlojums augstāk uzrakstītajam algoritmam pacelšanas un nosēšanas etapiem), kā arī avoti no kuriem tiek ņemta informācija par paātrinājumu, ātrumu, pozīcijām un t.m.l. TRB (tuvas radiobākas) signālu var ņemt no tās radiouztvērējā vai aizvietot to daļu ar parasto pogu un ieslēgt/izslēgt ierīci manuāli, kā arī tiek darīts ierīces prototipā.





4.7. att. Algoritmus un sistēmas mijiedarbības strukturālā shēmā.

## 4.7. Programmas nodrošinājums

Lai veiktu ekstrapolācijas procesu, ir nepieciešami diezgan sarežģīti matemātiski skaitļojumi. Tam visracionālāk ir izmantot elektrisku shēmu uz mikrokontrollera bāzes, citādā gadījumā aparāts iznāks masīvs un sarežģīts ražošanā. Mikrokontrolleri mūsdienīgu lidaparātos tiek programmēti galvenokārt assemblera valodā vai C/C++. Lai realizētu ekstrapolācijas funkciju, izstrādājamajā ierīcē tika izveidots kods C++ valodā.

Izmantot assemblera programmēšanas valodu šajā situācijā ir diezgan nemērķtiecīgi, ievērojot tieši šīs valodas specifiku. Lai varētu veikt ekstrapolāciju ir nepieciešams blakus ar kompilēto failu radīt statistikas uzkrāto datu bāzi ar paātrinājuma atkarību no laika. Reālā ierīcē faila vietā tiks izmantota mikrokontrollera atmiņa (kā parādīts strukturālajā shēmā 4.7.att), tas ievērojami paātrinās skaitļošanas procesu, un atbilstoši paaugstinās aprēķinu precizitāti. Programmas kods ir uzrakstīts datoram GNUCC Windows operētāj sistēmai, tāpēc pie programmēšanas (izmainot instalāciju) mikrokontrolleram, kodu, iespējams, vajadzēs nedaudz atkorigēt atbilstoši izvēlēta mikrokontrollera prasībām.

## 4.8. Tehniskais risinājums

Kā jau bija pateikts agrāk, ierīci var izgatavot izmantojot arī tikai diskrētus elementus, neizmantojot jau gatavas mikroshēmu sagataves, tomēr tas desmitiem reižu vairāk sarežģīs ierīces izstrādi un realizāciju. Savukārt tas novedīs pie ievērojami lieliem gabarītiem, nepamatoti liela svāra palielinājuma un ierīces izmaksas. Tādā veidā tika nolemts izstrādāt ierīci uz jau gatavas mikro kontrollera bāzes. Mikrokontrollers (angliski Micro Controller Unit, MCU) – tā ir mikroshēma, kas paredzēta elektronisko ietaišu vadībai. Tipisks mikrokontrollers savieto uz viena kristāla procesora un perifēriālo ierīču funkcijas, satur operatīvo atmiņas

ietaisi/vai pastāvīgo atmiņas ietaisi. Pēc savas būtības tas ir viena kristāla dators, kas ir spējīgs veikt vienkāršus uzdevumus. Mikrokontrolers tiek programmēts ar dažādiem paņēmieniem, no speciāliem programmatoriem (piemēram TL866CS) līdz pietiekami vienkāršu adapteru izmantošanai (piemēram, caur RS232 vai USB portu). Pie tam var tikt katrai ietaisei izmantota atsevišķa programmēšanas valoda, kas ir atkarīga no ierīces prasībām un specifikācijas, kā arī no ražotāja izvēles.

Izvirzot sev mērķi projektēt elektronisku aparātu, ir jārod atbildes uz daudziem jautājumiem. Kāda veida MK izvēlēties, kur iegūt programmas nodrošinājumu, kā pareizi pieslēgt pie MK ārējās ķēdes, kādu algoritmisko valodu izvēlēties u.t.t.

### Mikrokontrolera izvēle

Radioamatiera prakse MK izvēlei tiek parasti ierobežota ar trim svarīgiem faktoriem: izmaksu, lodēšanas tehnoloģiju, programmatūras nodrošinājuma pieejību.

Mūsdienās amatieru vidē vispopulārākā ir 8-bitu MK izvēlne no: ATmega, ATtiny, PIC 12, PIC 16, PIC 18. Salīdzinoši zemas cenas, pieejamība tirgū, labi tehniskie raksturojumi, mikroshēmas DIP-korpusā, daudzas mācību grāmatas un piemēri.

*Tehniskajiem parametriem* izvēlētajam MK ir jānodrošina izstrādes uzdevumu prasību izpilde. Piemēram, ja ierīce ir paredzēta uzstādīšanai automašīnā, tad būs jāpiemeklē MK ar paplašinātu temperatūras režīmu  $-40...+125\text{ C}^0$  un vēlams ar CAN interfeisu. Ja ir nepieciešama ātra reakcija uz ārējo iedarbi vai ir prognozējami sarežģīti matemātiski aprēķini, tad būs nepieciešams ātrdarbīgs MK ar 32 vai pat 64 bitu pakāpi. Ja tiek projektēts miniatūrs izstrādājums ar bateriju barošanu, tad labāk ir izmantot mikroaudīgu MK kompaktā SMD-korpusā, kurš ir spējīgs strādāt arī pie pazemināta sprieguma un mazas takts frekvences. 4.1. tabulā ir dotas dažas rekomendācijas MK izvēlei [48].

4.1. tabula

#### Rekomendācijas MK izvēlei

| GALVENAIS PARAMETRS             | REKOMENDĒJAMIE MK AR KĀRTU 8/16/32 BITI                    |
|---------------------------------|--|
| DARBĪBAS ĀTRUMS                 | Atmel ARM, NXP LP210x, Microchip PIC24/dsPIC, Ubicom SX    |
| PRETRAUCĒJUMU DROŠĪBA           | NXP LP2xxx, Microchip PIC                                  |
| EKONOMISKUMS                    | Texas Instruments MSP430, Microchip PIC12/16/18            |
| MINIATURITĀTE                   | Microchip PIC10/12, Atmel ATtiny                           |
| UNIVERSĀLUMS                    | Atmel ATmega, Microchip PIC18, Silicon Laboratories C8051F |
| KRIPTONOTURĪBA                  | Texas Instruments TMS320F, Atmel AT91SO, Atmel ATXmega     |
| ELEKTROMAGNĒTISKĀ SAVIETOJAMĪBA | STMicroelectronics STR71xF                                 |

No visa, augstākminētā, ir redzams, ka pareiza mikrokontrolera izvēle nav vienkārša lieta, it īpaši ievērojot dažādus faktoros, izvietojot ierīci lidmašīnā. Bez tā, lai izveidotu sertificētu aparātu un tā ieviešanu civilās aviācijas lidmašīnā, būs jāievēro vēl liels daudzums citu faktoru un prasību, par kurām augstāk netika runāts.

Tomēr šā darba mērķis nav tas, lai uzreiz izveidotu gatavu gala produktu un ieviest to sērijveida ražošanā. Projekta mērķis ir tajā, lai radītu eksperimentālu produktu, kas ir spējīgs parādīt un pierādīt darba spējas metodei un algoritmam (kas ir izklāstīti šajā darbā), lai atrisinātu aviācijai aktuālas problēmas. Tāpat, tiek meklētas iespējas veikt nepieciešamos izmēģinājumus, pārliecināties par izstrādājamās ierīces uzticamību un precizitāti.

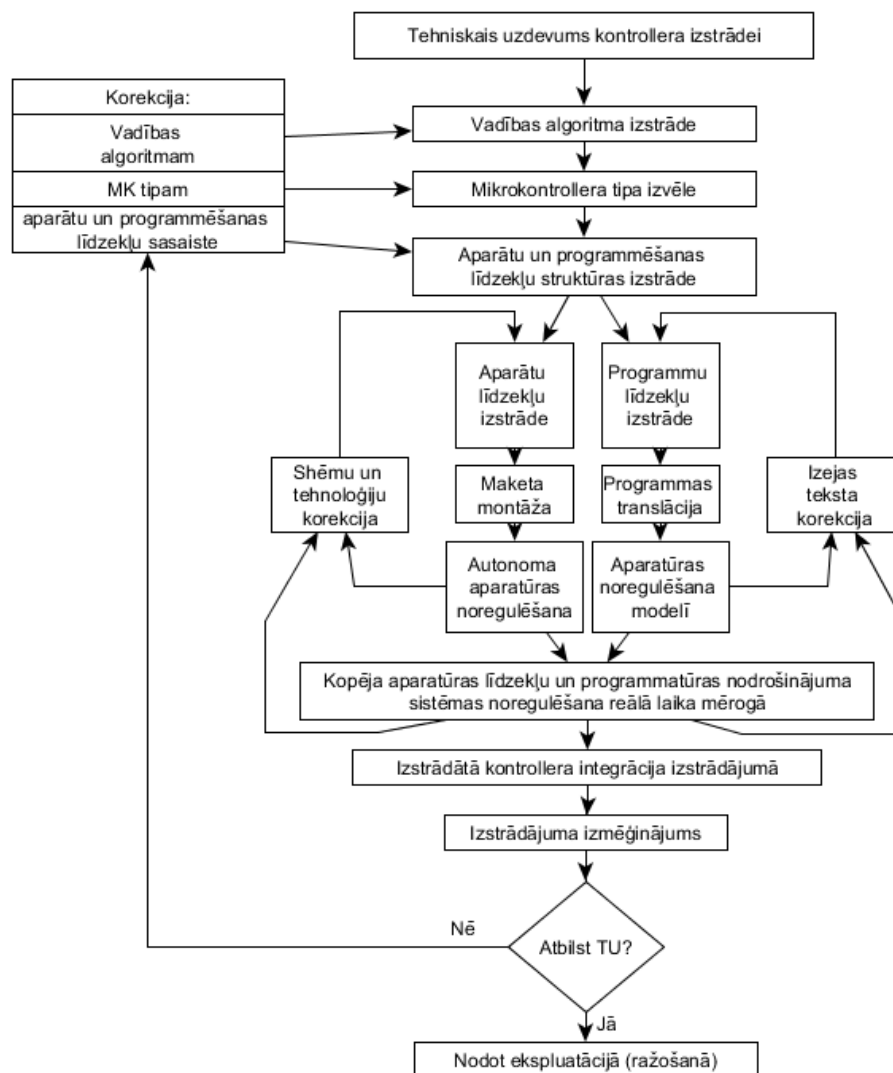
Šajā sakarībā var neņemt vērā dažus no MK tehniskajiem parametriem un koncentrēties tieši uz prototipu veidošanu, bet ne uz komponentu piemeklēšanu un ierīces galīgo optimizāciju. Šādiem nolūkiem ir ļoti vēlama neregulēšanas stacija un iespēja viegli un daudzas reizes pārprogrammēt kontrolleri.

Jebkuras ierīces izstrādātājam ir priekšā uzdevums realizēt pilnu projektēšanas ciklu, sākot no funkcionēšanas algoritma izstrādes un beidzot ar kompleksiem izmēģinājumiem ar gatavu

izstrādājumu, bet, varbūt arī tā uzraudzību ražošanas procesā. Mūsdienās izveidojusies controlleru projektēšanas metodoloģija var tikt attēlota kā 4.8.att.

Tehniskajā uzdevumā ir formulētas prasības controllerim, izejot no noteiktas vadības funkcijas realizācijas skatpunkta. Tehniskais uzdevuma ietver sevī prasību kopumu, kas nosaka, ko lietotājs grib iegūt no controllera un kas izstrādājamajam aparātam ir jāpadara. Tehniskais uzdevums var tikt izpildīts kā rakstisks apraksts, bet tajā nevajadzētu būt iekšējām pretrunām.

Ievērojot lietotāja prasības, tiek sastādīta funkcionāla specifikācija, kura nosaka funkcijas, kuras ir jāizpilda controllera lietotāja vajadzībām pēc projektēšanas pabeigšanas, ar to pašu precizējot, cik lielā mērā ierīce atbilst izvirzītajām prasībām. Tā ietver sevī datu formātu aprakstu, gan pie ieejas un izejas, kā arī ārējos apstākļus, kuri vada controllera darbību.



4.8. att. Galvenie controllera izstrādes etapi. [48]

Vadības algoritma izstrādes etaps ir vissvarīgākais, jo kļūdas šajā etapā parasti tiek atklātas tikai pie izmēģinājumiem jau pabeigtam izstrādājumam un noved pie dārgi izmaksājošas visas ierīces pārstrādes. Algoritma izstrāde parasti tiek veikta izvēloties vienu no nedaudziem iespējamajiem algoritmu variantiem, kuri atšķiras ar programmas un aparatūras līdzekļu nodrošinājumu.

Pie tā, ir jāņem vērā, ka maksimāla aparatūras līdzekļu izmantošana vienkāršo izstrādi un nodrošina austu controllera ātrdarbību kopumā, bet tas palielina izmaksas un patērējamo jaudu.

Izvēloties MK tipu, ir jāņem vērā sekojoši raksturlielumi:

- kārtas kategorija;
- ātrdarbība;

- komandu izvēlne un adresācijas veids;
- prasības barošanas avotam u patērējamā jauda dažādos režīmos;
- PAI atmiņas apjoms programmām un OAI datiem;
- programmu un datu atmiņas paplašināšana;
- perifērisko iekārtu esamība un iespējas, ieskaitot uzturēšanas līdzekļus darbam reālā laikā (taimeris, notikumu procesori u.t.t.);
- pārprogrammēšanas iespēja iekārtas robežās;
- iekšējās informācijas drošība un tās aizsardzības līdzekļi;
- piegādes iespējas dažādu konstruktīvo izpildījumu variantos;
- pilnas dokumentācijas esamība;
- efektīvu MK programmēšanas un regulēšanas līdzekļu esamība un pieejamība;
- piegādes kanālu daudzums un pieejamība, iespēja izmantot citas firmas izstrādājuma aizvietotājus.

Šis saraksts nav pilnīgi izsmelošs, jo projektējamās ierīces var pārnest akcentēšanu uz citiem MK parametriem. Mūsdienās ir ļoti daudz konkurējošu kompāniju, kuras ražo elektroniskās plātes uz mikrokontroleru bāzes, ar visu nepieciešamo, lai izveidotu praktiski jebkuru elektronisku ietaisi. Šādas plātes parasti nosauc par mikrokontrolleriem vai mikroordinatoriem, tomēr, bez pašas mikrokontrolera mikroshēmas, plātē ir izvietoti vēl daudzi citi komponenti, tādi, kā sprieguma regulators un stabilizētājs, komparators, takts ģenerators u.t.t.. Šādus „gatavus risinājumus” var nopirkt vai arī samontēt patstāvīgi un izmantot bez jebkādiem licencēšanas ierobežojumiem.

Pašlaik vispopulārākie projekti ir: Arduino, TI LaunchPad, STM32 MCU Nucleo, Discovery, BeagleBone, Raspberry Pi. Katram no šiem produktiem ir dažādi mikrokontrolera izvēles varianti, un tie var arī atšķirties ar specifiskām funkcijām, ieeju un izeju daudzumu, ar perifēriju un citu. Tādas plātes, kā Raspberry Pi (4.9.att. C) un BeagleBone par mikrokontrolleriem jau vairs nesauc, tie ir pilnvērtīgi datori ar daudzkodolu superātriem procesoriem, lielu operatīvās atmiņas apjomu un ar pašiem savām operāciju sistēmām (piemēram uz OS Linux bāzes). Nucleo (4.9.att. B) un Discovery ir aprīkoti ar ātriem un mūsdienīgiem 32 bitu ARM mikrokontrolleriem. Arduino un TI LaunchPad, lielākajā daļā no variantiem ir aprīkoti ar 8 vai 16 bitu mikrokontrolleriem, bet ir vēl arī vairāk ražīgi varianti, piemēram, Arduino DUE (4.9.att. A) ar mikrokontrolleri ARM Cortex-M3.



A) ARDUINO DUE

B) STM32 MCU NUCLEO-F401RE

C) RASPBERRY PI MODEL B+

4.9. att. Dažādu MCU izskats.

Pēc visu raksturlielumu visu augstāk minēto platformu detālas izpētes, tika pieņemts lēmums izmantot MK Arduino Mega 2650 (4.10.att.), sekojošu iemeslu dēļ:

- 1) Pieejamība (ieskaitot cenu un bezmaksas apkalpošanu);
- 2) Ražīgums un iebūvēts programmators;
- 3) Liels daudzums literatūras un piemēri;
- 4) Liels daudzums papildus moduļu;
- 5) Populāra un nesarežģītā programmēšanas valoda.



4.10. att. Arduino Mega 2560 izskats. [36]

Arduino Mega ir uzbūvēta uz mikrokontrollera ATmega 2560 bāzes no AVR ražotāja. Platei ir 54 digitālas ieejas/izejas (15 no tiem ir IPM (impulsa platumu modulācija) izvadi), 16 analogās ieejas, 4 sērijveida UART porti, 16 mHz kvarca ģenerators, USB pieslēgums, barošanas pieslēguma adapters, ICSP adapters un pārstartēšanas poga. Platforma tiek programmēta izmantojot Arduino izstrādāto vidi, kas balstīta uz C++ valodu (Arduino IDE). Bez tam, bez maksas ir pieejami elektriskās shēmas rasējumi un principiālā shēma. Tas sniedz papildus priekšrocības izstrādājot ierīci lidaparātam, jo to var viegli pielāgot vajadzībām.

Garums un platumas iespīestajai platei Mega 2560 sastāda 10,2 un 5,3 cm attiecīgi. USB adapters un barošanas pieslēgums izvīrās no šiem izmēriem. Četri caurumi platē dod iespēju to nostiprināt uz virsmas. Attālums starp digitālajiem izvadiem 7 un 8 ir 0,4 cm, kaut gan starp citiem izvadiem tas ir 0,25 cm.

### MK raksturlielumi

|                                |             |
|--------------------------------|-------------|
| Mikro kontrollers              | ATmega2560  |
| Darba spriegums                | 10V         |
| Ieejas spriegums (ieteicamais) | 7-12V       |
| Ieejas spriegums (maksimālais) | 6-20V       |
| Digitālās Ieejas/Izejas        | 54          |
| Analogās ieejas                | 16          |
| Barošanas strāva               | 200 mA      |
| Zibatmiņa                      | 256 KB      |
| Operatīvā atmiņas ierīce       | 8 KB        |
| Energoneatkarīgā atmiņa        | 4 KB        |
| Takts frekvence                | 16 MHz      |
| Darba temperatūra              | -55°C÷125°C |

### Barošana

Ārējā barošana var tikt padota caur sprieguma pārveidotāju vai arī no akumulatoru baterijas. Sprieguma pārveidotājs tiek pieslēgts ar adapteri 2,1 mm ar pozitīvo polu uz centrālā kontakta vai arī pie izvadiem Gnd un Vin pie barošanas adaptera (POWER).

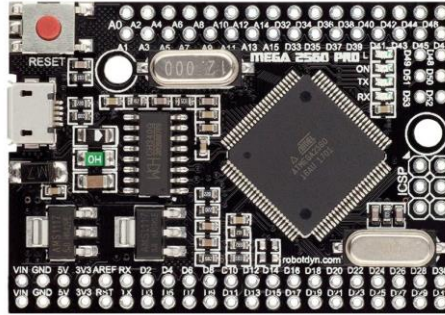
Platforma var strādāt pie ārējā sprieguma no 6 V līdz 20 V. Pie barošanas sprieguma zemāka par 7 V, platforma var darboties nestabili. Izmantojot sprieguma avotu virs 12 V, sprieguma regulators var pārkarst un sabojāt plati. Ieteicamais diapazons ir no 7 V līdz 12 V.

## 4.9. Ierīces prototipa izstrādē

Tagad kad teorētiski ir pārdomāti visi nepieciešami dati un prasījumi ir nepieciešami pārbaudīt to uz praksi un pierādīt ka darba uzdevums ir dzīvotspējīgs jeb nē. Lai uzzināt to nav pietiekami teorētiskas zināšanas un modeļa izstrāde, vajag pārbaudīt īdēju tieši lidojumā laikā. Tam nolūkam uztaisīsim prototipu kurā iekša būs visi nepieciešami sensori kas uzstādīti gaisa kuģa bet pie kuram likumiski nedrīkst pieslēgties (inerciāla sistēma, GPS uztvērējs un tml.).

## Prototipa sastāvdaļas:

- 1) ATmega2560-16AU mikro kontroleris



4.11. att. Mikro kontroleris ATmega2560.

Power in: 7-9V

- 2) Ublox NEO-M8N BN-800 GPS uztvērējs

GPS vai globālās pozicionēšanas sistēma – tā ir satelītu navigācijas sistēma, kas nodrošina attāluma un laika mērīšanu un atrašanās vietas noteikšanu vispasaules koordinātu sistēmā WGS 84.

Ir arī vairāki varianti GPS uztvērēju šildēm (4.12.att.) priekš Arduino, ar kuru palīdzību varēs uzzināt lidmašīnas atrašanos pret PNJ sākumu un beigām, kā arī, iespējams arī citi parametri (piemēram, tas pats paātrinājums, korektūru ieviešanai, kā arī, gadījumā ja agrāk izvēlētais akcelerometrs izdos ne visai precīzas nozīmes ekvivalentā pret INS izejas datiem).



4.12. att. GPS uztvērējs.

### Galvenie parametri:

Čipset: M8030-KT

Uztvērēja formāti: GPS, GLONASS, BDS, GALILEO, SBAS, QZSS.

Default GPS, GLONASS, SBAS, QZSS

Horizontāla precizitāte: 2.0 m CEP 2D RMS SBAS Enable

Atjaunošanas frekvence: 1Hz-10Hz

Barošanas avots: DC Voltage 3.6V-5.5V, Typical: 5.0V

Strāva: 50mA/5.0V

4.2. tabula

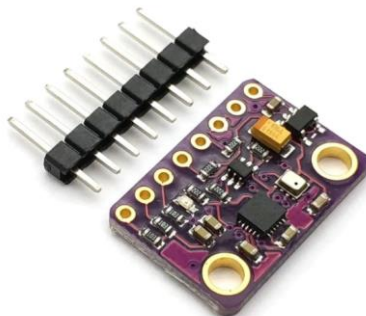
### Pinu apraksts

| PIN | PIN nosaukums | I/O | Apraksts                                      |
|-----|---------------|-----|---|
| 1   | TX            | O   | TTL Serial datu izvade.                       |
| 2   | RX            | I   | TTL Serial datu ievade.                       |
| 3   | SCL           | I   | Compass SCL                                   |
| 4   | SDA           | O   | Compass SDA                                   |
| 5   | VCC           | I   | DC 3.6V~ 5.5V barošanas avots, Standart: 5.0V |
| 6   | GND           | G   | Zemējums                                      |

3) MPU9250 ar BMP280 – inerciālas sistēmas modulis: akselerometrs, žiroskops, kompass, magnetometrs

Akselerometrs – tas ir aparāts, kas mēra relatīvā paātrinājuma projekciju, vai citiem vārdiem sakot, atšķirību starp reālo objekta paātrinājumu un gravitācijas paātrinājumu.

Pašreizējā aparāta projektēšanas etapā nav iespējams veikt reālus izmēģinājumus lidmašīnā, pieslēdzoties tieši pie inerciālās navigācijas sistēmas (INS) izejas datiem. Tomēr, lai iegūtu priekšstatu par paātrinājuma grafiku atkarību no laika, tiks izmantots papildus modulis – elektroniskais akselerometrs priekš Arduino MK (4.13.att.).



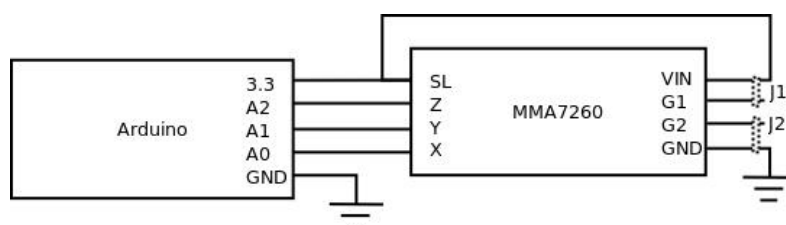
4.13. att. Akselerometra modulis priekš Arduino MK.

Izejas dati tiks ierakstīt uz SD atmiņas kartes un pēc tam analizēti datorā. Turpmāk izejas dati no šī devēja tiks apmainīti uz INS izejas datiem, bet aprēķins un prognozēšana notiks reālā laika formātā.

Ir liels skaits akselerometru šildu daudzums kuru var pieslēgt pie Arduino. Pats pieejamākais ir trīju asu akselerometrs MMA7260. Pārdošanā tas tiek piedāvāts uz plates, uz kuras jau atrodas stabilizators 3,3 V un 800 mA barošanai. Uz asu X, Y, Z izejām ir ielodēti RC – ķēžu filtri, kā arī tam pašam ir zemfrekvenču filtrs.

Saskaņā ar ierīces dokumentāciju, ir iespēja izvēlēties jūtīgumu (4 režīmi), kā arī iemigšanas režīma ieslēgšana un izslēgšana. Devēja jūtīguma ieregulēšana notiek caur ieejām G1 un G2. Maksimālais jūtīguma līmenis ir 1,5 g (00), minimālais 6 g (11).

Akselerometra pieslēgšana pie Arduino plates ir jāveic pēc shēmas, kas parādīta 4.14.att.



4.14. att. Arduino un akselerometru pieslēgšanas shēma.

Lai akselerometrs vienmēr izdotu datu vērtības, tas ir piespiedu kārtā jāizved no iemigšanas režīma, vienkārši padodot uz izeju SL (Sleep) barošanu. Jūtīguma režīma izvēle ir veicama ar šinām J1 un J2.

Trīspakāpju platformas pieslēgšana pie Arduino ir izpildāma uz trijām izejām ar PIM atbalstu, bet ieejas no devēja izvietojamas uz trīs analogajām ieejām A0...A2.

Lai iegūtu vairāk precīzu rezultātu, platformu vēlams nostiprināt lidmašīnā un veikt kalibrēšanu, tomēr šajā gadījumā tas pagaidām nav iespējams, tādēļ, ka rādījumu analīze notiks ar nepareizas šildes izvietojumu (atbilstībā pret lidmašīnas asīm).

#### **Galvenie parametri:**

Čipsets: MPU-9250 + BMP280

Barošanas avots: 3-5v (internal low dropout regulator)

Datu pieslēgšana: standard IIC / SPI communications protocol

Žiroskopa diapazons:  $\pm 250\ 500\ 1000\ 2000\ ^\circ / s$

Akselerometra diapazons:  $\pm 2 \pm 4 \pm 8 \pm 16g$   
 Magnētiska lauka diapazons:  $\pm 4800\mu T$   
 Spiediena diapazons: 300-1100hPa

4) Nextion HMI 2.4" LCD ekrāns



4.15. att. Skārienjutīgs ekrāns.

**Galvenie parametri:**

Izšķirtspēja: 320 x 240 Resolution  
 Datu pieslēgšana: TTL Serial Host  
 Barošanas avots: 9.5V 90mA DC

5) Data logging module – modulis datu rakstīšanai atmiņā ar laika fiksāciju



4.16. att. Datu rakstītājs.

- 6) Li-ion akumulators 3.7v un lādēšanas modulis
- 7) Strāvas un sprieguma stabilizators
- 8) FAT32 16GB atmiņas karte
- 9) Pogas, vadi un tml.

**Elektriskās shēmās grafiskais attēlojums**

Elektriskās shēmas izstrādāšanai izvēlēta *MultiSIM* un *NI Ultiboard* programmatūra. *MultiSIM* vidē nav iespējams izvēlēties AVR ražotāja mikrokontrollerus, tāpēc izvēlēts līdzīgs, ar 100 tapām (*ADSP-2111-PQFP(100)*). Mikrokontrolleri galvenokārt atšķiras ar iekšējo uzbūvi (atmiņas daudzumu, iebūvētam funkcijām, komponentiem u. tml.), to darbības princips būtībā ir vienāds.

Izmantoto komponentu saraksts apkopots 4.3. tabulā.

4.3. tabula

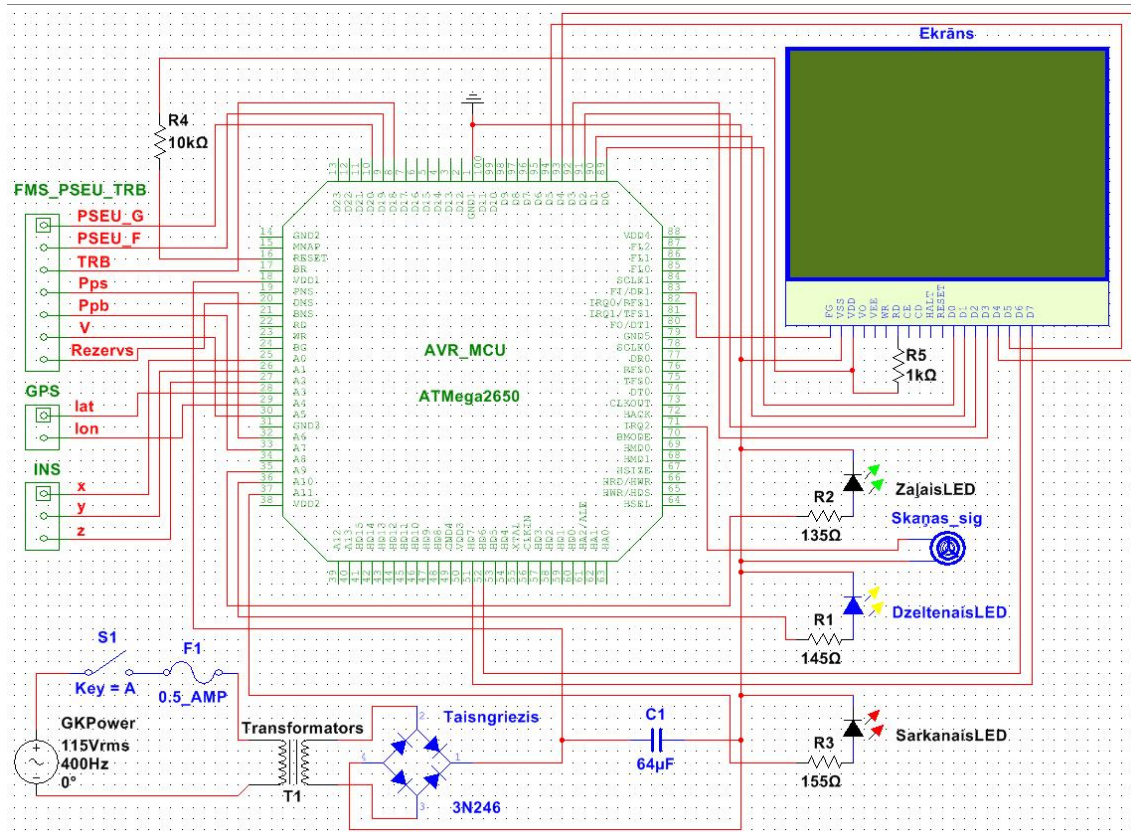
Izmantoto komponentu saraksts

| Daudzums | Nosaukums                                 |
|----------|---|
| 1        | <i>ATMega2650 MCU</i> analogs             |
| 3        | Savienotāji <i>HDR1X2, HDR1X3, HDR1X7</i> |
| 1        | Transformators T1                         |
| 1        | Diodes taisngriezis <i>3N246</i>          |



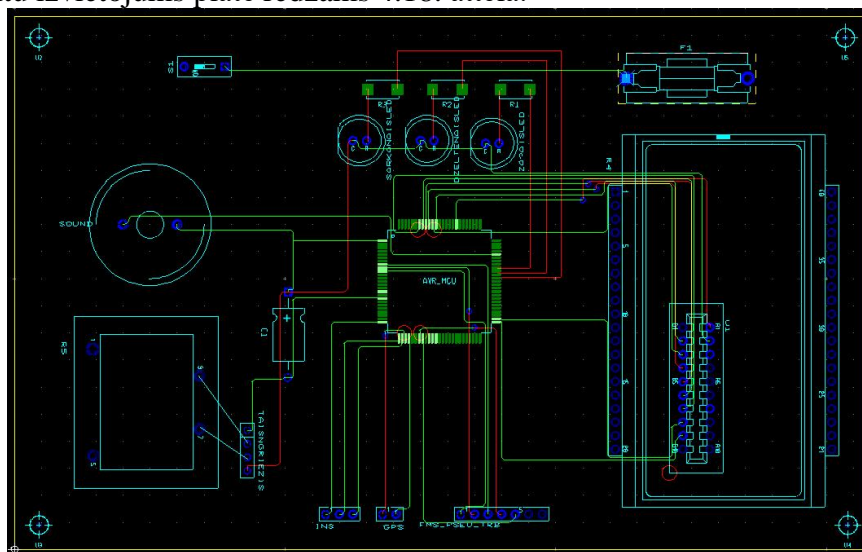
|   |                                 |
|---|---------------------------------|
| 1 | Kondensators C1 64 $\mu$ F      |
| 1 | LCD ekrāns GRAPH_LCD_M          |
| 1 | Skaņas signalizators SONALERT   |
| 1 | Drošinātājs F1                  |
| 3 | Gaismas diodes trīs krāsās      |
| 5 | Dažāda nomināla rezistori R1–R5 |
| 1 | Ieslēgšanas spiedpoga S1        |

Elektriskā shēma redzama 4.17. attēlā.



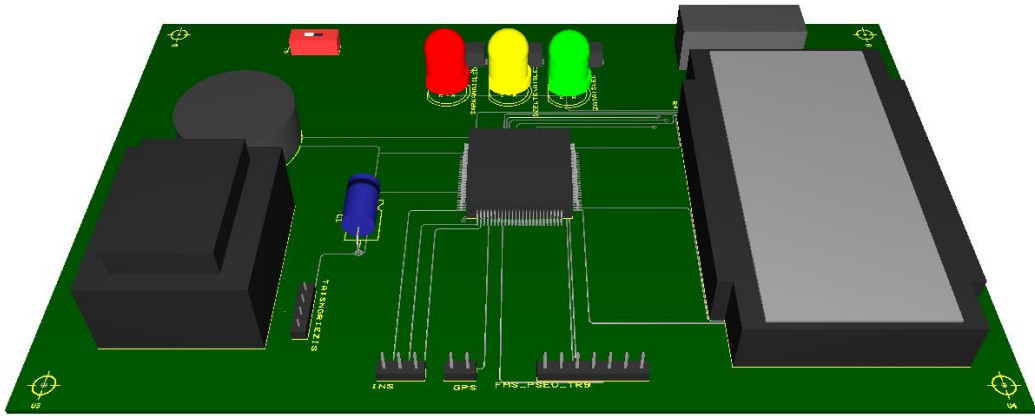
4.17. att. Elektriskā shēma izveidotā *MultiSIM* programmatūrā.

Komponentu izvietojums platē redzams 4.18. attēlā.



4.18. att. Elektriskā plate izveidotā *Ultiboard* programmatūrā.

Trīsdimensiju attēls redzams 4.19. attēlā.



4.19. att. Trīsdimensiju plates apskate.

Šajā gadījumā var uzskatīt, ka elektriskā shēma der arī *Arduino* MK ierīces uzbūvei. Nepieslēdzamu (neatkarīgu) ierīču projektēšanas laikā ir jāpieslēdz tikai nepieciešamie komponenti (akselerometrs, GPS uztvērējs u. tml.) GK sistēmas izejas datu vietā, kā arī jāpārreķina barošanas sistēma, ja elektroapgādes avots tiek mainīts.



4.20. att. Ierīce korpusā.

## 5. PROTOTIPA LIETOŠANA, IEGŪTIE DATI, EKSPERIMENTS

### 5.1. Pirmais eksperiments. Izanalizēt reālu lidojumu, noskaidrojot iespējamību prognozēt skrejceļa pietiekamību līdz PNJ beigām

Uzbūvētā ierīce ieraksta datus atmiņā 10 reizes sekundē. Eksperimenta ideja ir šāda:

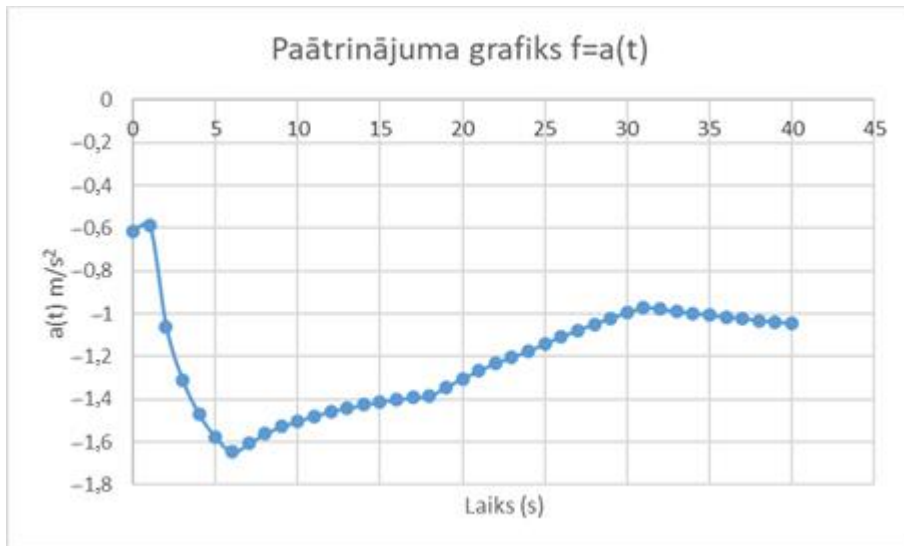
- 1) atmiņā ierakstām reālus datus;
- 2) pēc lidojuma analizējam iegūtos datus;
- 3) salīdzinām iepriekšminēto metodoloģijas modelēšanas rezultātu ar īstiem datiem (noņemtiem no sensoriem), nosakot kļūdu starp aprēķinātā skrejceļā atlikumu un tiem datiem, kas bija šajā lidojumā.

5.1. tabula

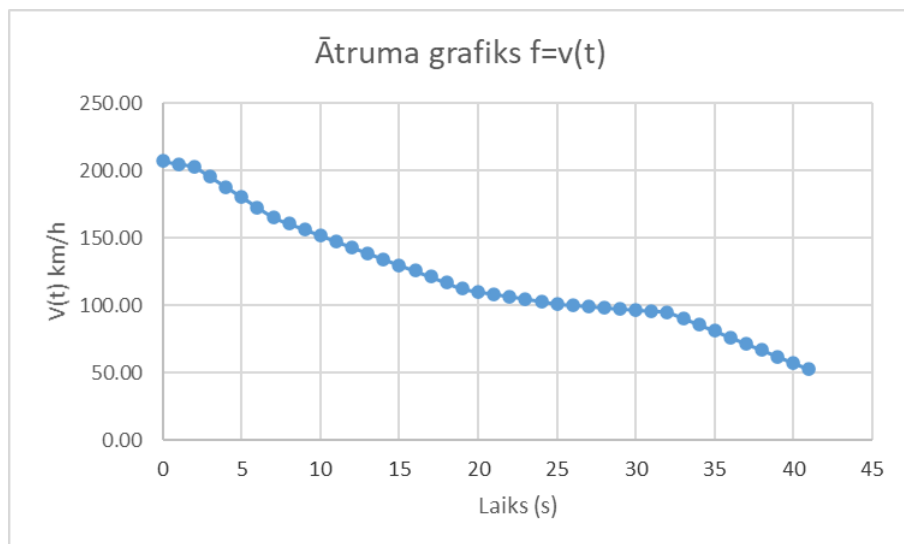
Piemērs kā izskatās ierakstīti un aprēķināti dati

| Time | Accel | Longitude  | Latitude  | V (km/h) | V (m/s) | S <sub>GPS</sub> (m) | a <sub>TOTAL</sub> (m/s <sup>2</sup> ) | S <sub>div</sub> (a(V)) | S <sub>APR</sub> (m) | Error % |
|------|-------|------------|-----------|----------|---------|----------------------|--|-------------------------|----------------------|---------|
| 0    | -0,09 | E023 58.14 | N56 54.67 | 207,05   | 57,51   | 0,00                 | 0                                      | 0                       |                      |         |
| 1    | -0,13 | E023 58.15 | N56 54.70 | 204,83   | 56,90   | 52,33                | -0,612398926                           | 57,2038                 |                      |         |
| 2    | -0,11 | E023 58.15 | N56 54.73 | 202,79   | 56,33   | 104,77               | -0,589144133                           | 113,8417                | 2322,724             | 56,96   |
| 3    | -0,16 | E023 58.17 | N56 54.76 | 195,57   | 54,33   | 167,01               | -1,061541068                           | 167,7531                | 2294,305             | 55,04   |
| 4    | -0,23 | E023 58.17 | N56 54.76 | 188,16   | 52,27   |                      | -1,310600657                           | 219,5552                | 2115,666             | 42,97   |
| 5    | -0,13 | E023 58.17 | N56 54.79 | 180,57   | 50,16   | 224,62               | -1,470325308                           | 269,1709                | 1952,869             | 31,97   |
| 6    | -0,11 | E023 58.17 | N56 54.81 | 172,98   | 48,05   | 263,63               | -1,576808408                           | 316,6774                | 1930,008             | 30,42   |
| 7    | -0,13 | E023 58.17 | N56 54.84 | 165,57   | 45,99   | 315,34               | -1,645518553                           | 362,2548                | 1891,264             | 27,80   |
| 8    | -0,11 | E023 58.18 | N56 54.87 | 160,75   | 44,65   | 373,64               | -1,607023312                           | 408,6553                | 1841,704             | 24,45   |
| 9    | -0,12 | E023 58.18 | N56 54.90 | 156,49   | 43,47   | 425,99               | -1,559934407                           | 454,4127                | 1793,821             | 21,22   |
| 10   | -0,17 | E023 58.20 | N56 54.93 | 152,05   | 42,24   | 488,24               | -1,527407732                           | 498,7296                | 1754,231             | 18,54   |
| 11   | -0,12 | E023 58.20 | N56 54.93 | 147,60   | 41,00   |                      | -1,500794997                           | 541,8119                | 1725,416             | 16,60   |
| 12   | -0,12 | E023 58.20 | N56 54.96 | 143,16   | 39,77   | 545,85               | -1,478617719                           | 583,6595                | 1701,211             | 14,96   |
| 13   | -0,14 | E023 58.21 | N56 54.99 | 138,90   | 38,58   | 600,50               | -1,455895061                           | 624,6069                | 1689,989             | 14,20   |
| 14   | -0,12 | E023 58.21 | N56 54.99 | 134,46   | 37,35   |                      | -1,440093103                           | 664,0109                | 1680,442             | 13,56   |
| 15   | -0,13 | E023 58.21 | N56 55.02 | 130,01   | 36,11   | 656,19               | -1,426398073                           | 702,1802                | 1644,790             | 11,15   |
| 16   | -0,11 | E023 58.21 | N56 55.05 | 125,75   | 34,93   | 706,59               | -1,411199642                           | 739,5264                | 1618,410             | 9,36    |
| 17   | -0,1  | E023 58.21 | N56 55.05 | 121,31   | 33,70   |                      | -1,400815407                           | 775,2522                | 1591,578             | 7,55    |
| 18   | -0,07 | E023 58.21 | N56 55.08 | 116,86   | 32,46   | 770,09               | -1,391584977                           | 809,7432                | 1565,137             | 5,76    |
| 19   | -0,07 | E023 58.21 | N56 55.11 | 112,42   | 31,23   | 821,80               | -1,383326170                           | 842,9996                | 1541,368             | 4,16    |
| 20   | -0,07 | E023 58.21 | N56 55.11 | 110,38   | 30,66   |                      | -1,342454329                           | 881,7091                | 1543,629             | 4,31    |
| 21   | -0,02 | E023 58.23 | N56 55.14 | 108,53   | 30,15   | 879,11               | -1,303025306                           | 920,3929                | 1564,689             | 5,73    |
| 22   | 0,01  | E023 58.23 | N56 55.14 | 106,86   | 29,68   |                      | -1,264842354                           | 959,1282                | 1599,895             | 8,11    |
| 23   | -0,02 | E023 58.23 | N56 55.17 | 105,01   | 29,17   | 938,20               | -1,232216376                           | 996,8088                | 1633,684             | 10,40   |
| 24   | -0,04 | E023 58.23 | N56 55.17 | 103,16   | 28,65   |                      | -1,202309230                           | 1033,975                | 1653,185             | 11,71   |
| 25   | 0,00  | E023 58.24 | N56 55.20 | 101,30   | 28,14   | 994,30               | -1,174794655                           | 1070,627                | 1647,967             | 11,36   |
| 26   | -0,02 | E023 58.24 | N56 55.20 | 100,38   | 27,88   |                      | -1,139503415                           | 1110,108                | 1650,242             | 11,52   |
| 27   | -0,02 | E023 58.24 | N56 55.22 | 99,45    | 27,63   | 1030,00              | -1,106826341                           | 1149,332                | 1658,367             | 12,06   |
| 28   | -0,03 | E023 58.24 | N56 55.22 | 98,53    | 27,37   |                      | -1,076483345                           | 1188,299                | 1669,728             | 12,83   |
| 29   | -0,04 | E023 58.24 | N56 55.25 | 97,60    | 27,11   | 1080,00              | -1,048232968                           | 1227,008                | 1679,916             | 13,52   |
| 30   | -0,07 | E023 58.24 | N56 55.25 | 96,86    | 26,91   |                      | -1,020151134                           | 1266,232                | 1687,497             | 14,03   |
| 31   | -0,12 | E023 58.24 | N56 55.28 | 95,93    | 26,65   | 1140,00              | -0,995540530                           | 1304,453                | 1686,421             | 13,96   |
| 32   | -0,11 | E023 58.24 | N56 55.28 | 95,01    | 26,39   |                      | -0,972468090                           | 1342,416                | 1684,874             | 13,86   |
| 33   | -0,11 | E023 58.26 | N56 55.31 | 90,75    | 25,21   | 1200,00              | -0,978854607                           | 1364,844                | 1656,216             | 11,92   |
| 34   | -0,13 | E023 58.26 | N56 55.31 | 85,93    | 23,87   |                      | -0,989404667                           | 1383,464                | 1610,513             | 8,83    |
| 35   | -0,12 | E023 58.26 | N56 55.34 | 81,30    | 22,58   | 1250,00              | -0,997882023                           | 1401,647                | 1564,167             | 5,70    |
| 36   | -0,14 | E023 58.26 | N56 55.34 | 76,49    | 21,25   |                      | -1,007317429                           | 1417,618                | 1526,232             | 3,14    |
| 37   | -0,15 | E023 58.27 | N56 55.34 | 71,77    | 19,93   |                      | -1,015547617                           | 1432,728                | 1502,381             | 1,52    |
| 38   | -0,13 | E023 58.27 | N56 55.37 | 67,04    | 18,62   | 1310,00              | -1,023344637                           | 1446,525                | 1494,569             | 1,00    |
| 39   | -0,13 | E023 58.27 | N56 55.37 | 62,30    | 17,31   |                      | -1,030873719                           | 1458,911                | 1489,550             | 0,66    |
| 40   | -0,14 | E023 58.27 | N56 55.37 | 57,43    | 15,95   |                      | -1,038926625                           | 1469,259                | 1484,211             | 0,30    |
| 41   | -0,14 | E023 58.27 | N56 55.37 | 52,84    | 14,68   |                      | -1,044704591                           | 1479,836                |                      |         |

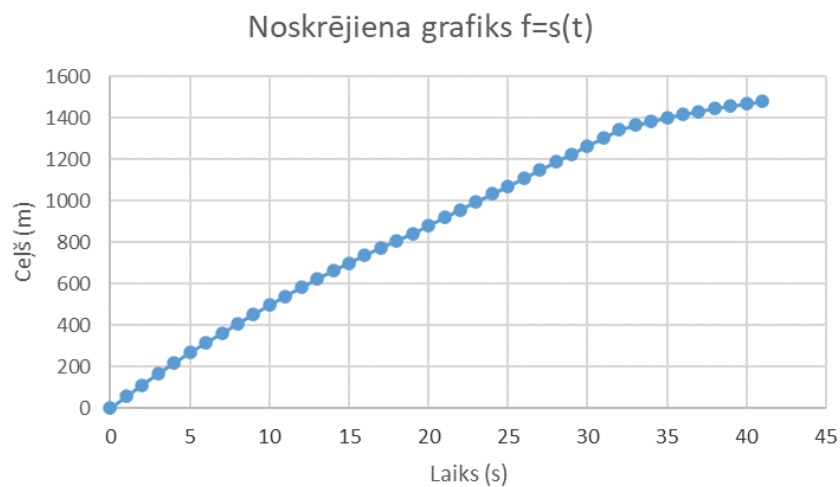
Grafiski attēloti dati izskatās šādi.



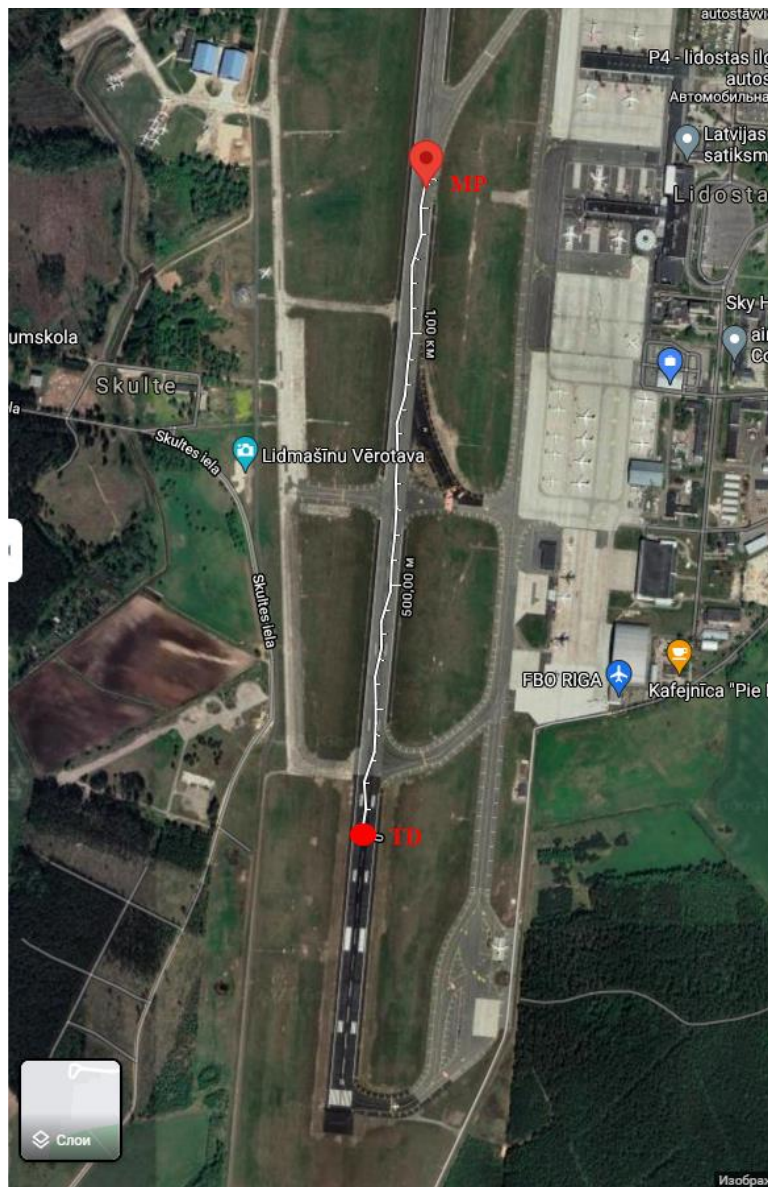
5.1. att. Paātrinājuma maiņa laika gaitā.



5.2. att. Ātruma maiņa laika gaitā.

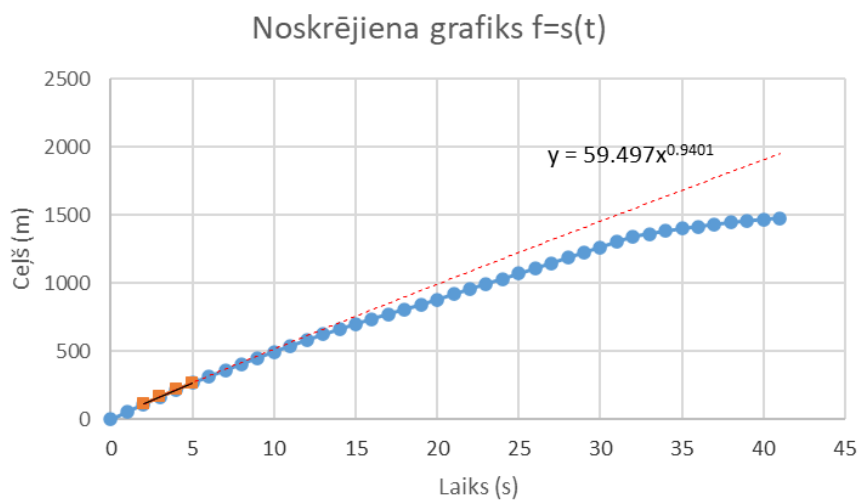


5.3. att. Noskrējiena maiņa laika gaitā.



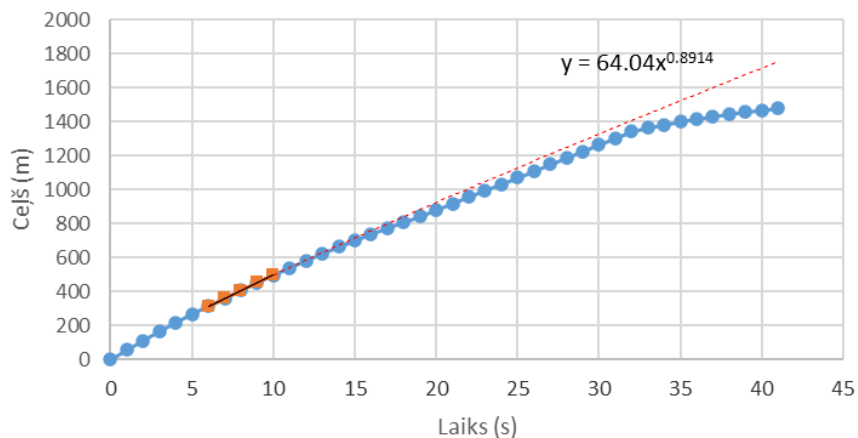
5.4. att. Noskrējiena rezultāts, iegūts ar *GPS* uztvērēju.

Prognozētais ceļš līdz apstāšanās (manevrēšanas) punktam (zilā līnija – iegūtie jeb faktiskie dati; sarkanā līnija – aprēķinātie jeb prognozējami dati, iegūti ar interpolācijas palīdzību):



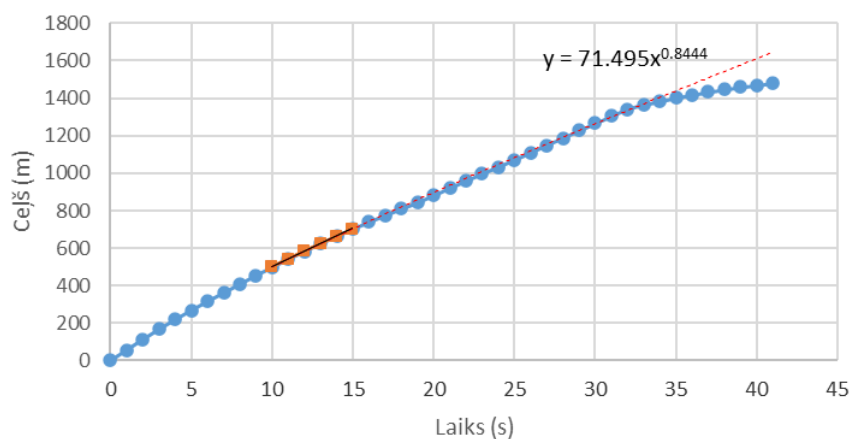
5.5. att. Interpolēts aprēķinātais prognozējamais ceļš 5. sekundē  $S_{5s} = 1952,869$  m.

Noskrējiena grafiks  $f=s(t)$



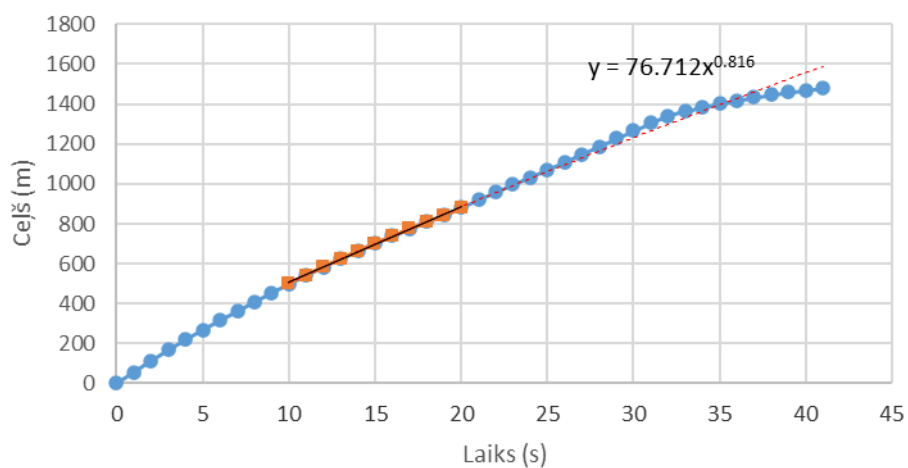
5.6. att. Interpolēts aprēķinātais prognozējamais ceļš 10. sekundē  $S_{10s} = 1754,231$  m.

Noskrējiena grafiks  $f=s(t)$



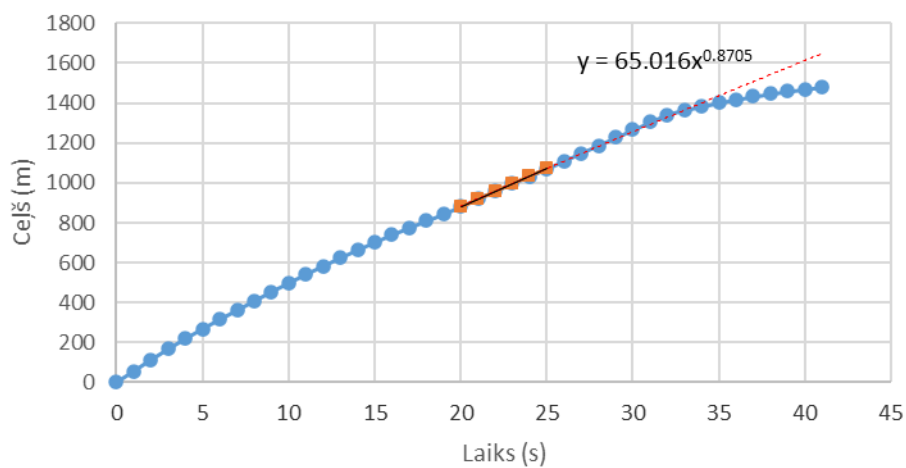
5.7. att. Interpolēts aprēķinātais prognozējamais ceļš 15. sekundē  $S_{15s} = 1644,79$  m.

Noskrējiena grafiks  $f=s(t)$



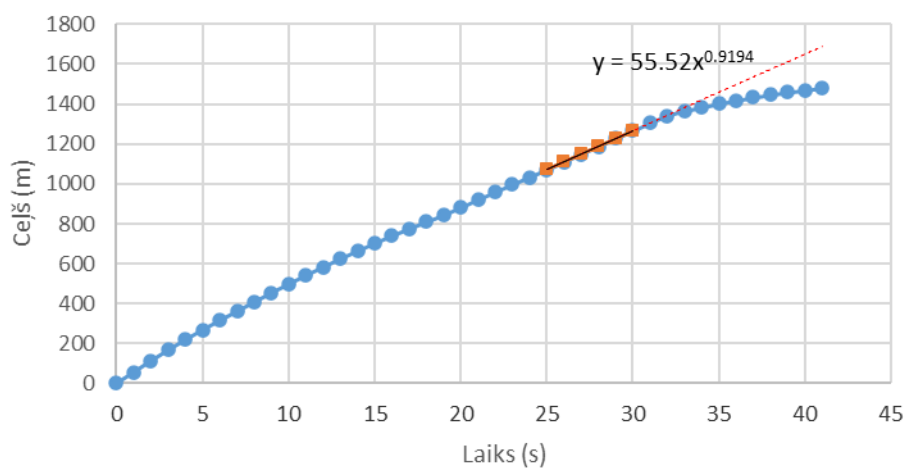
5.8. att. Interpolēts aprēķinātais prognozējamais ceļš 20. sekundē  $S_{20s} = 1588,162$  m.

Noskrējiena grafiks  $f=s(t)$



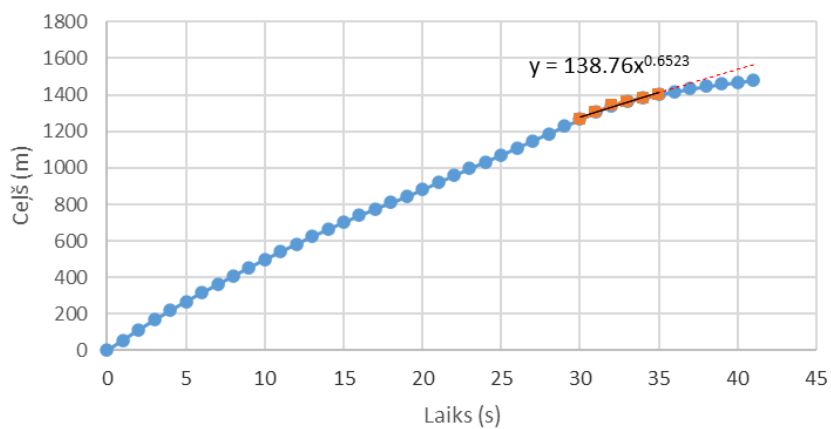
5.9. att. Interpolēts aprēķinātais prognozējamais ceļš 25. sekundē  $S_{25s} = 1647,967$  m.

Noskrējiena grafiks  $f=s(t)$

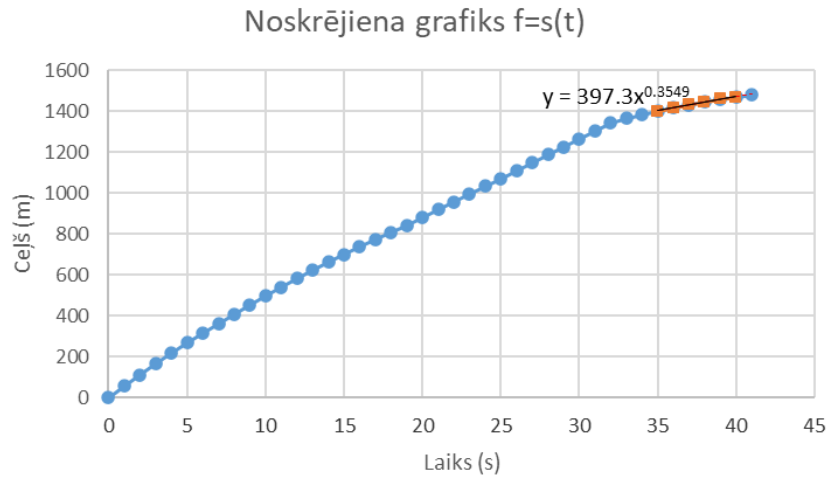


5.10. att. Interpolēts aprēķinātais prognozējamais ceļš 30. sekundē  $S_{30s} = 1687,497$  m.

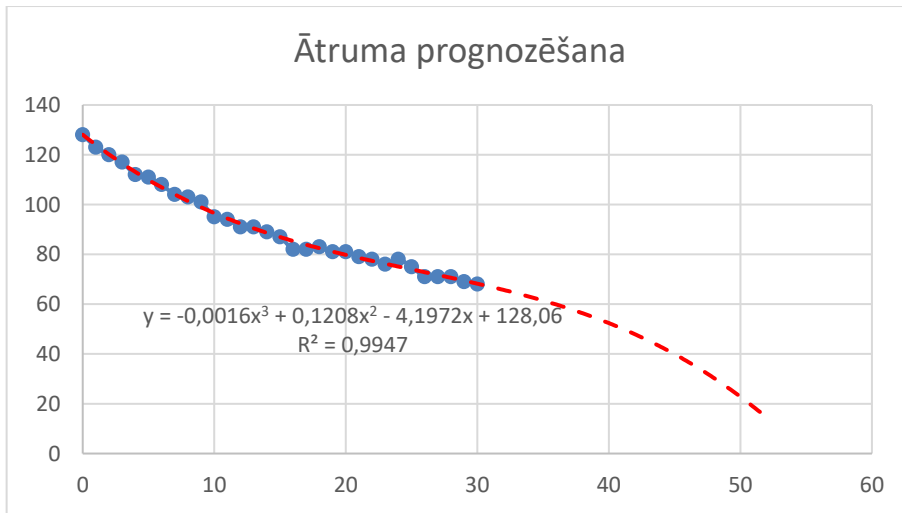
Noskrējiena grafiks  $f=s(t)$



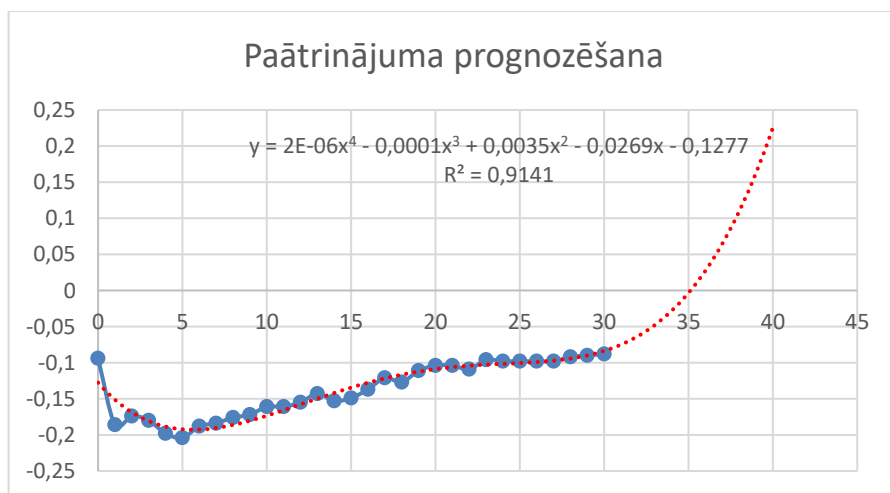
5.11. att. Interpolēts aprēķinātais prognozējamais ceļš 35. sekundē  $S_{35s} = 1564,167$  m.



5.12. att. Interpolēts aprēķinātais prognozējamais ceļš 40. sekundē  $S_{40s} = 1484,211$  m.  
 Citā eksperimentā iegūto datu piemēri un prognožu rezultāti, attēloti grafiskā veidā

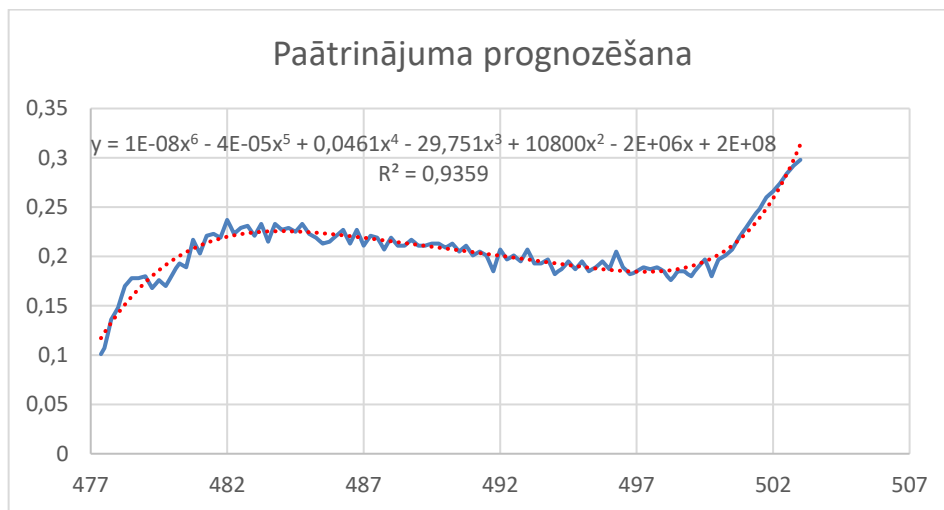


5.13. att. Ātruma prognozēšanas piemērs bremsēšanas etapā.

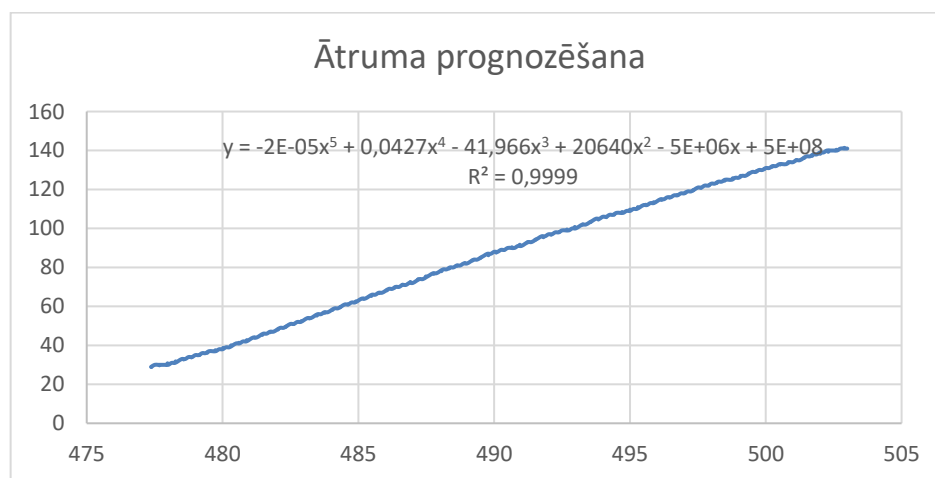


5.14. att. Paātrinājuma prognozēšanas piemērs bremsēšanas etapā.





5.15. att. Paātrinājuma prognozēšanas piemērs noskrējiena etapā.



5.16. att. Ātruma prognozēšanas piemērs noskrējiena etapā.

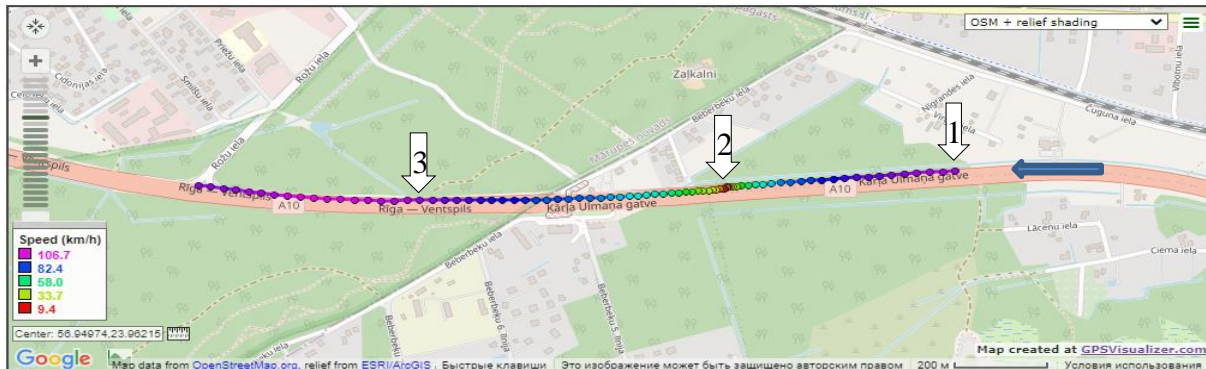
## 5.2. Otrais eksperiments. Promocijas darba galvenā mērķa iespējamības analīze

Iepriekš aprakstītais eksperiments liecina, ka ierīce spēj aprēķināt ceļu un to praksē var izmantot, lai prognozētu pacelšanās/nosēšanās rezultātu. Ja ar atlikušo ceļu ir par maz, vajadzēs vairāk bremzēšanas spēka. Vairāki negadījumi, kas saistīti ar izbraukšanu aiz/no PNJ, ir saistīti ar pilota kļūdām un tehniskām problēmām. Galvenā priekšrocība šāda tipa ierīces ieviešanai praksē ir tāda, ka ierīce var prognozēt problēmu daudz reižu ātrāk, nekā to var izdarīt cilvēks, kā arī darīt to tādos laika apstākļos, kad cilvēks vispār nevar to aprēķināt un attiecīgi rīkoties. Protams, ir jāsaprot, ka dažos gadījumos nebūs pietiekami tikai zināt, ka ar ceļa garums ir par īsu vai notiek sānu izbraukšana. Šādos gadījumos būs jāizmanto papildierīces, lai pareizi un laikus nobremzētu lidmašīnu, ar ko vairāki mūsdienu lidaparāti nav aprīkoti. Promocijas darba izstrādātā ideja ir tikai pirmais solis, kas palīdzēs krietni paaugstināt lidojuma drošību.

Piedāvāto metodi var izmantot arī ikdienā. Runa ir par pacelšanās un nosēšanās etapiem, kur, zinot, ka ir iespējams paspēt sabremzēt vai atrauties no zemes, speciāli palielina noskrieto skrejceļa garumu (vājāk bremzējot un pazeminot dzinēja jaudu). Iepriekšējā eksperimenta pašā sākumā iegūtais rezultāts ar "kļūdu" 56,96 % rāda ne to, ka aprēķins ir bezjēdzīgs un nepareizs, bet to, ka, ja bremzēšanas spēki, kas ir šajā momentā nemainīsies, turpmāk lidmašīna apstāsies pēc 2322 m, un, ja skrejceļa garums ir 3,2 km, var vairs neko nedarīt (apstāšanās notiks pirms skrejceļa beigām), un pretēji, ja ar skrejceļu nepietiek, jābremzē stiprāk. Jāņem vērā, ka piloti

nekontrolēja procesu pēc darbā piedāvātās metodes un paātrinājums laika gaitā krietni mainījās, par ko liecina eksperimenta rezultāts, jo mainās arī aprēķinātais rezultāts.

Otrajā eksperimentā veiksīm darba galvenā uzdevumam pārbaudi, mēģināsim sasniegt noteikto ātrumu noteiktajā punktā un sabremzēt līdz noteiktam ātrumam noteiktajā punktā. Nepārkāpjot lidojumu drošības noteikumus, īstenojot šo eksperimentu ar reālu lidmašīnu nav iespējams, tāpēc tika nolemts veikt eksperimentu ar parastu automobili.



5.17. att. Eksperimenta skrejceļa trajektorija.

Eksperimenta ideja redzama 5.17. attēlā.

1. Ierīcē ievadīti parametri – sabremzēties no 100 km/h līdz 0–10 km/h un uzreiz pēc tam paātrināties līdz 100 km/h. Punkts, kur jāsāk bremzēt, atzīmēts ar “1” (E23,974497, N56,950203), apstāšanās un sekojošs paātrinājuma sākumpunkts “2” (E23,966328, N56,949825), kur jāsasniedz ātrumu 0–10 km/h. Sasniegt ātrums 100 km/h ir jāsasniedz punktā “3” (E23,955357, N56,949533). Ceļa garums no “1” līdz “2” ir 500 metru, no “2” līdz “3” – 700 metru.

2. Sasniedzam ātrumu 100 km/h līdz punktam “1” un saglabājam.

3. Ierīce signalizē punktā “1”, kas nozīmē, ka atskaite sākas un ir jābremzē saskaņā ar ierīces norādījumiem ekrānā labajā pusē (jācenšas turēt rombiņš pa vidu apakšējā pusē).

4. Punktā “2” ierīce izdod divas skaņas signālus un gaida paātrinājuma uzsākšanu radot rombiņu pašā augšā, kas nozīmē nepieciešamību palielināt paātrinājumu.

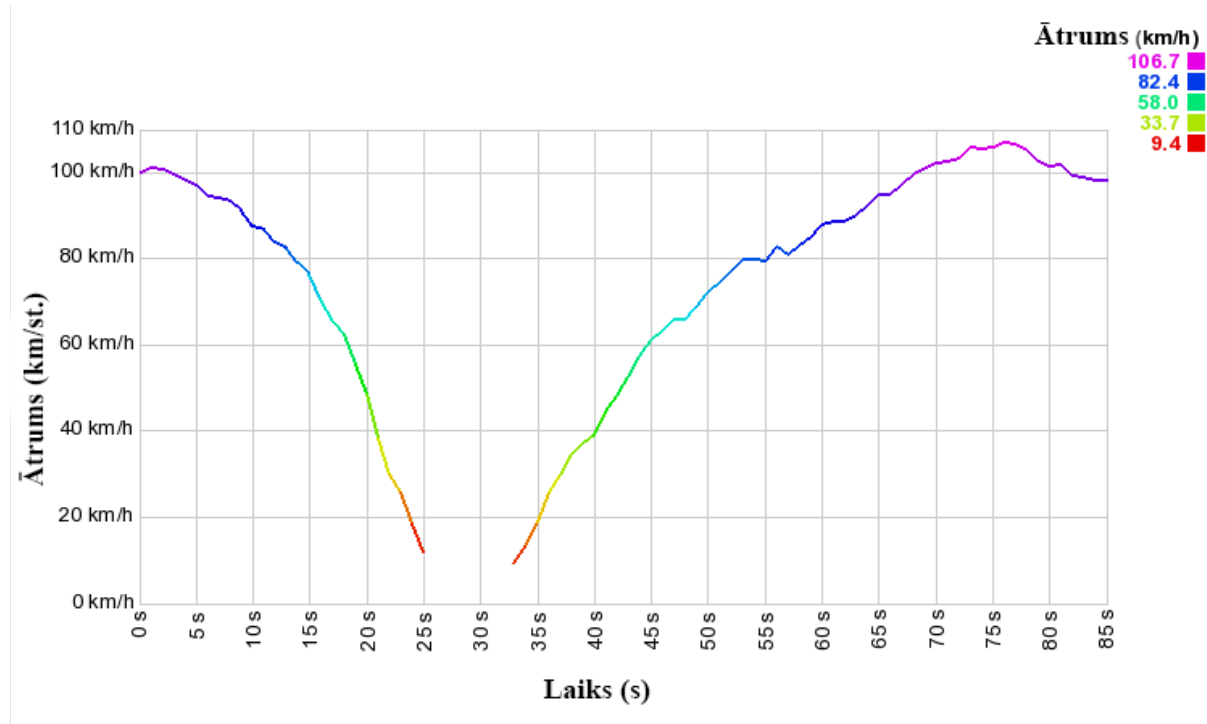
5. Paātrinoties no punkta “2” līdz punktam “3”, jācenšas turēt rombiņš pa vidu augšējā pusē).

5.2.tabula

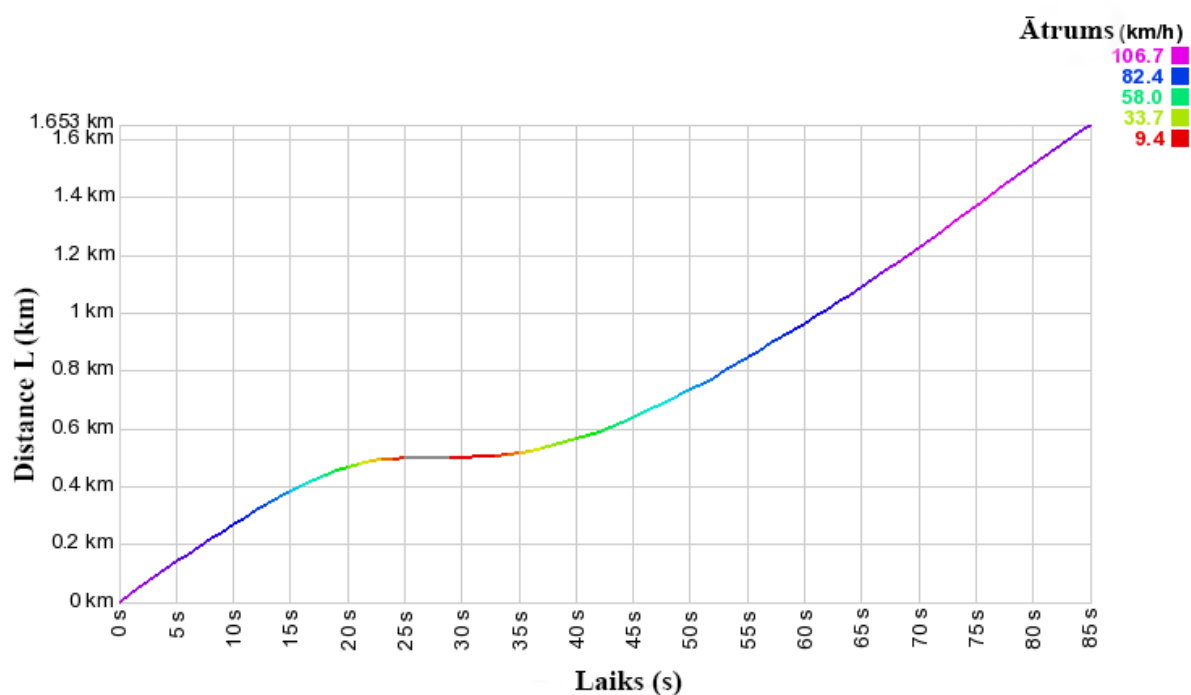
Otrā eksperimenta rezultāti

| Time | Longitude | Latitude  | a <sub>TOTAL</sub> (m/s <sup>2</sup> ) | V (km/h) | V (m/s) | Rec | L (km) |    |           |           |         |        |       |   |       |  |  |  |
|------|-----------|-----------|--|----------|---------|-----|--------|----|-----------|-----------|---------|--------|-------|---|-------|--|--|--|
| 1    | 23,974497 | 56,950203 | 0,29313                                | 100,10   | 27,81   | -1  | 0,000  | 44 | 23,964350 | 56,949702 | 0,39282 | 59,80  | 16,61 | 5 | 0,621 |  |  |  |
| 2    | 23,974037 | 56,950180 | 0,30113                                | 101,20   | 28,11   | -3  | 0,028  | 45 | 23,964072 | 56,949688 | 0,39273 | 61,20  | 17,00 | 4 | 0,638 |  |  |  |
| 3    | 23,973573 | 56,950160 | 0,26168                                | 102,00   | 28,33   | -5  | 0,056  | 46 | 23,963775 | 56,949673 | 0,40931 | 65,30  | 18,14 | 5 | 0,656 |  |  |  |
| 4    | 23,973120 | 56,950140 | -0,04777                               | 99,60    | 27,67   | -5  | 0,084  | 47 | 23,963468 | 56,949653 | 0,41490 | 67,70  | 18,81 | 6 | 0,675 |  |  |  |
| 5    | 23,972670 | 56,950122 | -0,09138                               | 98,80    | 27,44   | -6  | 0,112  | 48 | 23,963167 | 56,949642 | 0,39662 | 66,10  | 18,36 | 7 | 0,693 |  |  |  |
| 6    | 23,972227 | 56,950100 | -0,15088                               | 97,40    | 27,06   | -4  | 0,139  | 49 | 23,962845 | 56,949627 | 0,41556 | 70,80  | 19,67 | 6 | 0,713 |  |  |  |
| 7    | 23,971800 | 56,950085 | -0,29703                               | 93,70    | 26,03   | -5  | 0,165  | 50 | 23,962515 | 56,949612 | 0,41671 | 72,50  | 20,14 | 5 | 0,733 |  |  |  |
| 8    | 23,971375 | 56,950063 | -0,26253                               | 93,50    | 25,97   | -6  | 0,191  | 51 | 23,962172 | 56,949600 | 0,42393 | 75,30  | 20,92 | 4 | 0,754 |  |  |  |
| 9    | 23,970952 | 56,950042 | -0,24708                               | 93,00    | 25,83   | -5  | 0,216  | 52 | 23,961820 | 56,949592 | 0,42597 | 77,20  | 21,44 | 5 | 0,775 |  |  |  |
| 10   | 23,970533 | 56,950022 | -0,2474                                | 92,10    | 25,58   | -3  | 0,242  | 53 | 23,961425 | 56,949580 | 0,46853 | 86,70  | 24,08 | 5 | 0,800 |  |  |  |
| 11   | 23,970132 | 56,950005 | -0,33377                               | 88,10    | 24,47   | -4  | 0,267  | 54 | 23,961050 | 56,949577 | 0,43610 | 82,20  | 22,83 | 5 | 0,822 |  |  |  |
| 12   | 23,969737 | 56,949988 | -0,33626                               | 86,80    | 24,11   | -3  | 0,291  | 55 | 23,960668 | 56,949565 | 0,43626 | 83,80  | 23,28 | 6 | 0,846 |  |  |  |
| 13   | 23,969350 | 56,949972 | -0,3499                                | 85,00    | 23,61   | -4  | 0,314  | 56 | 23,960273 | 56,949553 | 0,44297 | 86,70  | 24,08 | 6 | 0,870 |  |  |  |
| 14   | 23,968972 | 56,949955 | -0,36358                               | 83,10    | 23,08   | -4  | 0,337  | 57 | 23,959888 | 56,949538 | 0,42464 | 84,60  | 23,50 | 5 | 0,893 |  |  |  |
| 15   | 23,968608 | 56,949942 | -0,4011                                | 79,90    | 22,19   | -4  | 0,360  | 58 | 23,959510 | 56,949537 | 0,40842 | 82,80  | 23,00 | 4 | 0,916 |  |  |  |
| 16   | 23,968255 | 56,949925 | -0,41696                               | 77,60    | 21,56   | -6  | 0,381  | 59 | 23,959122 | 56,949533 | 0,41192 | 85,00  | 23,61 | 5 | 0,940 |  |  |  |
| 17   | 23,967928 | 56,949908 | -0,48812                               | 72,00    | 20,00   | -7  | 0,401  | 60 | 23,958720 | 56,949532 | 0,41953 | 88,10  | 24,47 | 4 | 0,964 |  |  |  |
| 18   | 23,967630 | 56,949895 | -0,56562                               | 65,50    | 18,19   | -6  | 0,419  | 61 | 23,958320 | 56,949527 | 0,41069 | 87,70  | 24,36 | 4 | 0,989 |  |  |  |
| 19   | 23,967345 | 56,949883 | -0,57894                               | 62,60    | 17,39   | -5  | 0,437  | 62 | 23,957918 | 56,949535 | 0,40577 | 88,10  | 24,47 | 5 | 1,013 |  |  |  |
| 20   | 23,967087 | 56,949873 | -0,63473                               | 56,70    | 15,75   | -5  | 0,452  | 63 | 23,957515 | 56,949542 | 0,40013 | 88,30  | 24,53 | 6 | 1,038 |  |  |  |
| 21   | 23,966867 | 56,949860 | -0,71688                               | 48,50    | 13,47   | -5  | 0,466  | 64 | 23,957098 | 56,949543 | 0,40744 | 91,40  | 25,39 | 5 | 1,063 |  |  |  |
| 22   | 23,966688 | 56,949852 | -0,80444                               | 39,30    | 10,92   | -4  | 0,477  | 65 | 23,956673 | 56,949545 | 0,40846 | 93,10  | 25,86 | 5 | 1,089 |  |  |  |
| 23   | 23,966555 | 56,949847 | -0,8954                                | 29,20    | 8,11    | -3  | 0,485  | 66 | 23,956240 | 56,949543 | 0,40986 | 94,90  | 26,36 | 5 | 1,115 |  |  |  |
| 24   | 23,966445 | 56,949842 | -0,91685                               | 24,20    | 6,72    | -4  | 0,492  | 67 | 23,955802 | 56,949542 | 0,40828 | 96,00  | 26,67 | 5 | 1,142 |  |  |  |
| 25   | 23,966377 | 56,949838 | -0,98513                               | 15,00    | 4,17    | -5  | 0,496  | 68 | 23,955357 | 56,949533 | 0,40882 | 97,60  | 27,11 | 5 | 1,169 |  |  |  |
| 26   | 23,966338 | 56,949833 | -1,01462                               | 8,80     | 2,44    | -5  | 0,498  | 69 | 23,954897 | 56,949527 | 0,41588 | 100,80 | 28,00 | 5 | 1,197 |  |  |  |
| 27   | 23,966328 | 56,949825 | -1,05893                               | 1,00     | 0,28    | 0   | 0,499  | 70 | 23,954435 | 56,949523 | 0,41147 | 101,20 | 28,11 | 5 | 1,225 |  |  |  |
| 28   | 23,966328 | 56,949825 | -0,00342                               | 0,00     | 0,00    | 0   | 0,499  | 71 | 23,953962 | 56,949523 | 0,41511 | 103,60 | 28,78 | 5 | 1,254 |  |  |  |
| 29   | 23,966328 | 56,949825 | 0,00210                                | 0,00     | 0,00    | 0   | 0,499  | 72 | 23,953488 | 56,949535 | 0,41083 | 104,00 | 28,89 | 5 | 1,283 |  |  |  |
| 30   | 23,966328 | 56,949825 | 0,00420                                | 0,00     | 0,00    | 0   | 0,499  | 73 | 23,953010 | 56,949545 | 0,40821 | 104,80 | 29,11 | 5 | 1,312 |  |  |  |
| 31   | 23,966328 | 56,949825 | 0,03245                                | 0,00     | 0,00    | 0   | 0,499  | 74 | 23,952532 | 56,949553 | 0,40262 | 104,80 | 29,11 | 5 | 1,341 |  |  |  |
| 32   | 23,966328 | 56,949825 | 0,04235                                | 0,00     | 0,00    | 0   | 0,499  | 75 | 23,952053 | 56,949565 | 0,39793 | 105,00 | 29,17 | 5 | 1,370 |  |  |  |
| 33   | 23,966242 | 56,949802 | 0,05389                                | 5,20     | 1,44    | 7   | 0,505  | 76 | 23,951572 | 56,949588 | 0,39559 | 105,80 | 29,39 | 5 | 1,400 |  |  |  |
| 34   | 23,966173 | 56,949795 | 0,13811                                | 15,40    | 4,28    | 7   | 0,509  | 77 | 23,951087 | 56,949605 | 0,39294 | 106,50 | 29,58 | 5 | 1,429 |  |  |  |
| 35   | 23,966085 | 56,949787 | 0,16755                                | 19,50    | 5,42    | 6   | 0,515  | 78 | 23,950608 | 56,949622 | 0,38315 | 105,20 | 29,22 | 5 | 1,458 |  |  |  |
| 36   | 23,965962 | 56,949777 | 0,22387                                | 27,20    | 7,56    | 5   | 0,522  | 79 | 23,950148 | 56,949653 | 0,36506 | 101,50 | 28,19 | 5 | 1,487 |  |  |  |
| 37   | 23,965825 | 56,949763 | 0,24312                                | 30,50    | 8,47    | 6   | 0,531  | 80 | 23,949693 | 56,949692 | 0,35833 | 100,90 | 28,03 | 5 | 1,515 |  |  |  |
| 38   | 23,965667 | 56,949758 | 0,26808                                | 34,70    | 9,64    | 7   | 0,541  | 81 | 23,949238 | 56,949725 | 0,35281 | 100,60 | 27,94 | 5 | 1,542 |  |  |  |
| 39   | 23,965492 | 56,949752 | 0,28807                                | 38,40    | 10,67   | 5   | 0,551  | 82 | 23,948795 | 56,949768 | 0,34159 | 98,60  | 27,39 | 5 | 1,570 |  |  |  |
| 40   | 23,965312 | 56,949742 | 0,28923                                | 39,60    | 11,00   | 5   | 0,562  | 83 | 23,948347 | 56,949793 | 0,33776 | 98,70  | 27,42 | 5 | 1,597 |  |  |  |
| 41   | 23,965103 | 56,949733 | 0,32575                                | 45,90    | 12,75   | 5   | 0,575  | 84 | 23,947887 | 56,949833 | 0,34474 | 102,00 | 28,33 | 5 | 1,626 |  |  |  |
| 42   | 23,964877 | 56,949725 | 0,34287                                | 49,60    | 13,78   | 5   | 0,589  | 85 | 23,947440 | 56,949875 | 0,33204 | 99,40  | 27,61 | 5 | 1,653 |  |  |  |
| 43   | 23,964622 | 56,949713 | 0,37770                                | 56,10    | 15,58   | 5   | 0,604  |    |           |           |         |        |       |   |       |  |  |  |

Ātruma grafiskais attēlojums:



5.18. att. Otrā eksperimenta grafiski attēlotas ātruma izmaiņas.



5.19. att. Nobrauktā attāluma atkarības no laika grafiskais attēlojums otrajā eksperimentā.

**Rezultāts.** Šajā eksperimentā, bremzējot un paātrinoties pēc ierīces rekomendācijām, izdevās apstāties noteiktajā punktā ar precizitāti 1 metrs (27 sekunde 5.2. tabulā) un sasniegt nepieciešamo ātrumu noteiktajā punktā (3) ar precizitāti 3 metri. Jāņem vērā, ka *GPS* uztvērējam kļūda šajā laika momentā bija  $\pm 2$  metri un ātrums tika aprēķināts ar noteiktu aizkavējumu (0,5 s). Veicot virkni izmēģinājumu (mainot ātrumu, distances garumu un bremzēšanas/paātrinājuma stilu) un ņemot vērā iepriekš minētās kļūdas, vidējā kopējā kļūda ir  $\pm 3,7$  metri. Šajā eksperimentā kļūdas aprēķinu ietekmē arī cilvēka faktors, jo pastāv neliela aizkave starp momentu, kad ierīce parāda, ko darīt ar bremzēšanas/paātrinājumu koeficientu, un momentu, kad operators to realizē, kā arī to, cik pareizi tas ir izdarīts. Tādējādi var secināt,

ka, pieslēdzoties pie izpētes transporta sensoriem un ievadrīkiem, var vēl vairāk palielināt sistēmas precizitāti. Rezultātu ietekmē arī ātrums, distances garums un transportlīdzekļa masa. Ņemot vērā sensoru darbības principu, ir saprotams: jo lielāks transportlīdzeklis (garums, masa) un ātrums, jo lielāka būs precizitāte un atļautā novirze no tās (pieļaujama kļūda).

Veicot eksperimentus sliktos laika apstākļos (mazs saķeres koeficients ar asfaltu) un ievadot ierīcē īsas distances, kā arī neievērojot ierīces rekomendācijas par nepieciešamo paātrinājumu maiņu, ir pamanāma ļoti ātra ierīces reaģēšana uz situāciju. Pilnīgi visos gadījumos ierīcei izdevās pareizi aprēķināt to, ka paspēt sasniegt noteikto ātrumu noteiktajā punktā nebūs iespējams.

Kopumā eksperimenta rezultāts parāda, ka, izmantojot promocijas darba autora piedāvāto metodoloģiju paātrinājuma un bremsēšanas etapos, var sasniegt ieplānotus darba mērķus, t. i., droši paātrināties pacelšanās laikā ar pazeminātu dzinēja jaudu, ja to atļauj skrejceļa garums, un bremsēt līdz manevrēšanas ceļam tā, lai nebūtu jālieto dzinēja jauda, lai paātrinoties pēc bremsēšanas piebrauktu pie tā (jeb citiem vārdiem – bremsēt vājāk, ekonomējot GK resursus, ja to atļauj PNJ garums un apstākļi).

## GALVENIE REZULTĀTI UN SECINĀJUMI

Promocijas darba izstrādes gaitā apskatītas bremzēšanas metodes, nolaišanās un pacelšanās etapi, faktori, kas ietekmē noskrējiena ceļa garumu uz zemes, kā arī problēmas aktualitāte un mūsdienīgas risināšanas iespējas. Veikta analīze, lai noteiktu nepieciešamību izstrādāt sistēmu, kas spēj kontrolēt pacelšanās un nosēšanās procesus un noteikt atlikušo ceļa garumu līdz apstāšanās jeb atrašanās punkta pret PNJ beigām. Aprēķins balstīts inerciālās navigācijas sistēmas izejas datu integrēšanas rezultātos. Izveidota portatīva ierīce, kas var būt noderīga arī lidojumu kvalitātes analīzē un lidojumu negadījumu izmeklēšanā saistībā ar vieglajiem lidaparātiem un lidmašīnām, kas nav aprīkotas ar modernu lidojumu un navigācijas aprīkojumu.

Lai prognozētu laiku līdz lidmašīnas apstāšanās jeb atrašanās brīdim, izmantota aproksimācijas metode paātrinājuma integrēšanas rezultātam ar koriģējošiem koeficientiem, kas uzkrāta paātrinājuma statistikā. Šis uzdevums var arī tikt atrisināts arī ar citām metodēm, kas ir minētas šajā darbā. Tomēr dažādas citas metodes ir ļoti sarežģīti realizējamas, īpaši programmatūras daļā, tāpēc tika nolemts izvairīties no to izmantošanas, ņemot vērā samērā lielu algoritma precizitāti. Kāda no metodēm dos labākos rezultātus, varēs noskaidrot tikai praktiskā veidā, veicot virkni izmēģinājumu katram konkrētam lidaparāta tipam. Šo metodi var lietot ne tikai aviācijā, bet arī saistībā ar citiem transportlīdzekļiem (automobiļiem, kuģiem u. tml.), kur nepieciešams prognozēt distances un/vai to optimizēt.

Ierīces izstrādāšanas gaitā tika izprojektēta elektriskā shēma, aprēķināti un izvēlēti tās elementi, kā arī uzrakstīta programma C++ valodā, lai ieprogramētu mikrokontrolleri. Rezultātā tika sakomplektēta pilnībā darbospējīga ierīce, ko jebkurā brīdī var pieslēgt pie GK šajā darbā minētajām sistēmām. Ņemot vērā to, ka ierīce nav sertificēta, pašlaik to var lietot tikai kā portatīvo palīgierīci, nepieslēdzoties pie lidmašīnas aprīkojuma. Darba galvenais uzdevums bija izstrādāt tieši jaunu metodi, nevis gatavu produktu. Ierīce ir uzbūvēta, lai iegūtu datus par šiem procesiem un parādītu skaitīšanas algoritma dzīvotspējīgumu.

Pierakstot datus pacelšanās/nosēšanās etapos reāla lidojumā laikā ar izstrādātā prototipa palīdzību, izdevās pierādīt iespējamību aprēķināt atrašanās/apstāšanās punktu dinamiski laika gaitā visos etapa posmos. Ņemot vērā skaitīšanas algoritma būtību (paātrinājumu kontrole), metode dot iespēju kontrolēt absolūti visus faktorus, kas ietekmē mēroto ceļa garumu (piemēram, vēja parametra vai skrejceļa stāvokļa pēkšņa izmaiņa izraisīs paātrinājuma maiņu). Lai arī izmēģinājumu daudzums pagaidām neļauj neko pateikt tieši par to, cik lielā mērā šī metode paaugstina pacelšanas/nosēšanas drošumu, tomēr piedāvātais risinājums dod vairākas priekšrocības un iespējas:

- 1) krietni pazemina ekonomisko sastāvdaļu un pagarina GK resursu ilgmūžību, salīdzinot ar standarta pacelšanās/nosēšanās metodi (maksimāli pieļaujamo dzinējspēka jaudas izmantošanu pacelšanās etapā un maksimāli ātru bremzēšanas stilu izvēli nosēšanās etapā, kas pēc tam visbiežāk prasa atkārtota lidmašīnas paātrinājuma nepieciešamību līdz nobraukšanas ceļam);
- 2) pazeminot degvielas patēriņu, riepu/bremžu un citu GK resursu nolietojumu, pazemina vides piesārņojumu;
- 3) dod iespēju labāk orientēties visa skrejceļa garumā (nerunājot par slikta laika apstākļiem, cilvēks nav spējīgs redzēt kilometrus garu skrejceļu un saprast/aprēķināt mēroto un atlikušo ceļa garumu), kā arī būt pārliecinātam par to, ka atrodas tieši pacelšanās-nosēšanās joslā (vēl viena samērā aktuāla mūsdienu problēma – ir bijuši vairāki gadījumi, kad pacelšanās etaps bija veikts no manevrēšanas ceļa);
- 4) palielina pacelšanās/nosēšanās etapu drošumu (galvenokārt, neizmantojot dzinēja maksimālo jaudu krietni, pazeminās dzinēja atteices varbūtība), kā arī paaugstina pacelšanās/nosēšanās etapu drošumu lidlaukos, kas nav aprīkotas ar *ILS* un līdzīgām sistēmām (piemēram, Spilves lidosta) jeb nesertificētām lidmašīnām (eksperimentālām), kas nav aprīkotas ar attiecīgajām sistēmām;
- 5) atvieglo apkalpes darbu, sniedzot papildinformāciju par paātrinājumu/bremzēšanas gaitu un atrašanās vietu uz skrejceļa;

- 6) ļauj veikt nosēšanos pēc *ILS Cat I* kategorijas noteikumiem lidostās, kas nav aprīkotas ar instrumentālās nolaišanās sistēmām ar *GPS* uztvērēja palīdzību, kas iebūvēts ierīcē, kā arī veikt nosēšanos pēc sarežģītajām glisādes trajektorijām (piemēram, kalnu apvidū). Tādās sistēmas jau eksistē, tāpēc novitātes trūkuma dēļ šī funkcija darbā nav aprakstīta;
- 7) pazemina prasības laika apstākļiem lidmašīnām, kas nav aprīkotas ar pilnu *IFR (instrument flight rules)* instrumentu kompleksu;
- 8) palīdz lidojumu kvalitātes analīzē un lidojumu negadījumu izmeklēšanā saistībā ar vieglajiem lidaparātiem un lidmašīnām, kas nav aprīkotas ar modernu lidojumu un navigācijas aprīkojumu.

Pielikumā pievienota pilota, kurš palīdzēja veikt prototipa izmēģinājumus, atsauksme.

Darbā nav aprakstīts, kā sistēma var palīdzēt 1.1. tabulā minētajos gadījumos dažādu iemeslu dēļ. Pirmkārt, darbā izstrādātais paņēmieni vairāk paredzēts standartam lidojumu gadījumiem, nevis tam, lai tieši/tikai samazinātu incidentu skaitu. Otrkārt, lai izmantotu izstrādāto sistēmu tieši incidentu novēršanai, obligāti jāpieslēdzas pie lidmašīnas aprīkojuma un vadības rīkiem. Lai sistēma būtu gatava novērst nelaimes gadījumus, lidmašīna jāaprīko ar papildagregātiem (piemēram, tādiem, kas minēti darbā nodaļā “GK bremsēšanas iespējas” jeb raķešu bremzes, ko diezgan bieži izmanto militārajā aviācijā). Lai veiktu šādu pētījumu, ir jāaprēķina katra konkrēta lidaparāta tipa iespējamība izmantot katru konkrētu bremsēšanas palīgierīci, spēku, svaru, izmaksas u. tml., un tas ir pamats jau citam plašam pētījumam

Tālāko pētījumu un izstrādes gaitā ierīci iespējams paplašināt ar citu ražotāju papildu blokiem (*GPS*, akselerometru utt.), kas, pirmkārt, var palielināt ierīces precizitāti, otrkārt, ļaus kļūt par autonomu ierīci, kas nav atkarīga no *INS* un citām sistēmām. Ir iespējams arī pieslēgties *GK* aprīkojumam, kas dos, visticamāk, vislabāko rezultātu. Ļoti ieteicams paaugstināt ierīces darbības drošumu – izmantot sertificētus mikrokontrollerus, kā arī organizēt daudzprocesoru sistēmu, kā tas tiek praktizēts avionikas ražošanas procesā (divi neatkarīgi procesori, kas kontrolē viens otru).

Kopumā darbā tiek izpildīti sekojoši uzdevumi:

- 1) Izvērtēta problēmas aktualitāte.
- 2) Izpētīta mūsdienas metodoloģija nosēšanas un uzlidošanas etapos.
- 3) Izpētīti mūsdienas tehniskie risinājumi lidmašīnās.
- 4) Modelēta un optimizēta gaisakuģa zemes ceļa garuma “sistēma”.
- 5) Izstrādāta fiziska portatīva ierīce un algoritms tai.
- 6) Veikti eksperimenti un pierādīta idejas efektivitāte.

Pirms izmēģinājumu un drošuma analīzes veikšanas ierīce ir izgatavojama kā atsevišķa ierīce, kas neietekmē lidmašīnas vadības rīkus vai citas iekārtas, tādēļ galīgais lēmums par rīcību būs jāpieņem lidmašīnas apkalpei.

## LITERATŪRAS SARAKSTS

1. IOSA Standard Manual (ISM) – IATA, 12th Edition, 2018: 681 pp.
2. ICAO starptautiskās prasības: ICAO [Elektroniskais resurss] / ICAO. – Resurss aprakstīts 05.06.2019. – <http://www.icao.int>.
3. Komisijas regula (ES) Nr. 965/2012 (2012. gada 5. oktobris), ar ko nosaka tehniskās prasības un administratīvās procedūras saistībā ar gaisa kuģu ekspluatāciju atbilstīgi Eiropas Parlamenta un Padomes Regulai (EK) Nr. 216/2008. – Resurss aprakstīts 05.10.2012. – <http://www.eur-lex.europa.eu>.
4. Komisijas regula (EK) Nr. 1321/2014 (2014. gada 26. novembris) par gaisa kuģu un aeronavigācijas ražojumu, daļu un ierīču lidojumderīguma uzturēšanu un šo uzdevumu izpildē iesaistīto organizāciju un personāla apstiprināšanu. – Resurss aprakstīts 26.11.2014. – <http://www.eur-lex.europa.eu>.
5. Commission Regulation (EU) No 1321/2014 of 26 November 2014 on the continuing airworthiness of aircraft and aeronautical products, parts and appliances, and on the approval of organisations and personnel involved in these tasks. <https://eur-lex.europa.eu>.
6. Trifonovs-Bogdanovs P., Vinogradovs L., Šestakovs V. Civil Aviation Accidents and Incidents Classified According to Groups of Aviation Specialists. Aviation, 2013, Vol.17, Iss.2, pp.76-79. ISSN 1648-7788. e-ISSN 1822-4180. Available from: doi:10.3846/16487788.2013.805861.
7. Šestakovs V. Airplanes Incidents Analysis because of Aviation Personnel and Evaluating the Effectiveness of Measures to Prevent Accidents. – Kielce : Polish Academy of Sciences, 2012. – 240 p. ISBN: 9788388906749 Publikācija indeksēta: SCOPUS ISI Web of Science.
8. Šestakovs V. Human Factors in Aviation. 1. Rīga: RTU Izdevniecība, 2011. 90 p. ISBN 9789934101960.
9. Lazareva I., Šestakovs V. Use of Statistical Reference Method to Improve Flight Safety. Aviation, 2012, Vol. 16, Iss. 2, pp. 42–46. e-ISSN 1822-4180. ISSN 1648-7788. Available from: doi:10.3846/16487788.2012.701864.
10. Šestakovs V., Vinogradovs L., Vaivods A. Оценка уровня безопасности полетов при отказах авиационной техники // 4th International Conference on SAUAV-2010, Polija, Suhedinov, 5.–7. maijs, 2010. – 602.–609. lpp. ISBN: 9788388592706.
11. International Civil Aviation Organization, Doc. 9422 (2005) ICAO Accident Prevention Programme. Available: [www.icao.int/publications](http://www.icao.int/publications).
12. Accident statistics <http://www.planecrashinfo.com/>
13. Accident statistics <http://avherald.com/>
14. M. Mazaheri, G. R. Johnson, and L. Morawska. Particle and Gaseous Emissions from Commercial Aircraft at Each Stage of the Landing and Takeoff Cycle. Publication Date: December 15, 2008. <https://doi.org/10.1021/es8013985>
15. Am Cho ; Jihoon Kim ; Sanghyo Lee. Fully automatic taxiing, takeoff and landing of a UAV using a single-antenna GPS receiver only. 2007 International Conference on Control, Automation and Systems. 26 Dec 2007. DOI: 10.1109/ICCAS.2007.4407014
16. Haslbeck, A., & Hoermann, H. J. (2016). Flying the needles: Flight deck automation erodes fine-motor flying skills among airline pilots. Human Factors: Journal of the Human Factors and Ergonomics Society, 58(4), 533–545. <https://doi.org/10.1177/0018720816640394>
17. Haslbeck, A., Kirchner, P., Schubert, E., & Bengler, K. (2014). A flight simulator study to evaluate manual flying skills of airline pilots. Proceedings of the Human Factors and Ergonomics Society Annual Meeting, 58(1), 11–15. <https://doi.org/10.1177/1541931214581003>
18. Landman, A., Groen, E. L., van Paassen, M. M., Bronkhorst, A. W., & Mulder, M. (2017). Dealing with unexpected events on the flight deck: A conceptual model of startle



- and surprise. human factors. *Human Factors: Journal of the Human Factors and Ergonomics Society*, 59(8), 1161–1172. <https://doi.org/10.1177/0018720817723428>
19. De Boer, R., & Dekker, S. (2017). Models of Automation Surprise: Results of a Field Survey in Aviation. *Safety*, 3(3), 20. <https://doi.org/10.3390/safety3030020>
  20. Parasuraman, R., Sheridan, T. B., & Wickens, C. D. (2000). A model for types and levels of human interaction with automation. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics - Part A: Systems and Humans*, 30(3), 286–297. <https://doi.org/10.1109/3468.844354>
  21. Aigoïn, G. (2012, January). Characterising hard landings. Presentation delivered at the Eofdm conference, Cologne, Germany. Retrieved from <http://easa.europa.eu/essi/ecast/wp-content/uploads/2012/01/AIGOINCharacterising-hard-landings.pdf>
  22. European Aviation Safety Agency. European Aviation Safety Agency, Safety Analysis and Research Department. (2010). Annual safety review 2010. Retrieved from European Aviation Safety Agency website: <http://www.easa.europa.eu/communications/docs/annual-safetyreview/2010/EASA-Annual-Safety-Review-2010.pdf>
  23. Eurocontrol. (2003, October 14). Measurement of Pilot Reaction Times and Runway Occupancy Times. Retrieved from <http://www.eurocontrol.int/airports/gallery/content/public/pdf/ROT%20guide.pdf>
  24. Kumar, V., Sherry, L., & Kicingier, R. (2009, July 31). Runway Occupancy Time Extration and Analysis Using Surface Track Data. Retrieved from [http://catsr.ite.gmu.edu/pubs/TRB\\_ROTAnalysis.pdf](http://catsr.ite.gmu.edu/pubs/TRB_ROTAnalysis.pdf)
  25. Xie, Y., & Shortle, J. (2005, September 1). Landing Safety Analysis of An Independent Arrival Runway. Retrieved from [http://catsr.ite.gmu.edu/pubs/2004\\_ICRAT.pdf](http://catsr.ite.gmu.edu/pubs/2004_ICRAT.pdf)
  26. Joseph Katz, Allen Plotkin (2001). *Low-Speed Aerodynamics*. Cambridge University Press. <https://doi.org/10.1017/CBO9780511810329>
  27. Разработка математических и конечно-элементных моделей устройства «Светлана-2» и моделирование динамических процессов, возникающих при посадке ЛА: Отчет о НИР (заключ.) / СПбГПУ; Руковод. работы Боровков А.И. СПб, 2006. - 305 с.
  28. Murray D. *SolidWorks*. М.: Изд-во «Лори», 2001. - 458 с.
  29. M. Ariola, F. Corraro, E. De Lellis, G. Ambrosino, et alii, Path Generation and Tracking in 3D for UAVs, *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 17, no. 4, July 2009
  30. F. Corraro, L. Garbarino, V. Di Vito, E. De Lellis, C. Marrone, A Sensor Architecture for High Precision UAS Navigation in the Future GNSS Framework, *Journal Coordinates Magazine*, Volume 5, Issue 4, pagg.14-17, April 2009
  31. De Lellis E., Corraro F., Garbarino L., Canzolino P., Ciniglio U., An EGNOS Based Navigation System for Highly Reliable Aircraft Automatic Landing, *ENC-GNCSS 09 Conference*, Naples, 4 May 2009
  32. Dirba J., Ketners K. *Elektriskās mašīnas*. – Rīga: RTU Izdevniecība, 2009. – 534 lpp.
  33. Greivulis J., Raņķis I. *Iekārtu vadības elektroniskie elementi un mezgli*. – Rīga: Izdevniecība «Avots», 1996. – 288 lpp.
  34. Lešinskis A. *Aerodinamika, Mācību līdzeklis*. – Rīga: «RAU», 1997. – 120 lpp.
  35. An introduction to inertial navigation [Elektroniskais resurss] / University of Cambridge. – Resurss aprakstīts 21.04.2015. – <https://www.cl.cam.ac.uk/techreports/UCAM-CL-TR-696.pdf>
  36. Arduino microcontroller's development boards [Elektroniskais resurss] / Arduino Inc. – Resurss aprakstīts 12.04.2015. – <http://www.arduino.cc/en/Guide/HomePage>
  37. Cross-platform numerical analysis and data processing library [Elektroniskais resurss] / ALGLIB. – Resurss aprakstīts 21.04.2015. – <http://www.alglib.net/#manual>

38. Recent developments in barycentric rational interpolation [Elektroniskais resurss] / Arizona State University. – Resurss aprakstīts 11.04.2015. – <http://plato.asu.edu/ftp/papers/paper105.pdf>
39. Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents Worldwide [Elektroniskais resurss] / The Boeing Company. – Resurss aprakstīts 27.04.2015. – <http://www.boeing.com/news/techissues/pdf/statsum.pdf>
40. А. М. Мхитарян. Динамика полета. – Москва: Издательство «Машиностроение», 1978. – 424 с.
41. А. Ф. Бочкарев, В. В. Андреевский. Аэромеханика самолета. – Москва: Издательство «Машиностроение», 1985. – 360 с.
42. И. В. Остославский, В. М. Титов. Аэродинамический расчет самолета. – Москва: Издательство «ОБОРОНГИЗ», 1947. – 356 с.
43. Л. Х. Кокунина. Основы аэродинамики. – Москва: Издательство «ТРАНСПОРТ», 1976. – 207 с.
44. Л.Ф. Николаев. Аэродинамика и динамика полета транспортных самолетов. – Москва: «Транспорт», 1990. – 256 с.
45. Н. М. Лысенко. Практическая аэродинамика маневренных самолетов. – Москва: Издательство «Воениздат», 1977. – 439 с.
46. Н. Г. Григорьев. Основы аэродинамики и динамики полета. – Москва: Издательство «Машиностроение», 1995. – 400 с.
47. Р. В. Хемминг. Численные методы для научных работников и инженеров. – Москва: Издательство «Наука», 1972. – 400 с.
48. С. М. Рюмик. 1000 и одна микроконтроллерная схема. – Москва: Издательский дом: «Додэка-XXI», 2010. – 356 с.
49. Рухлинский В.М. Решение актуальных вопросов выкатывания самолетов гражданской авиации при посадке // Материалы Международной научно-технической конференции, посвященной 85-летию гражданской авиации России. – Москва: МГТУ ГА, 2008. – 7-24 стр.

## **PIELIKUMI**

# Rīgas Aeroklubs

Reģ. Nr. 50103057461



*Aviokompānija*

*Airline*

*Lienes iela 1-17, Rīga, LV-1009, Latvija*

*Tālr.: +371 29487383*

*E-mail : rigas.aeroklubs@gmail.com*

*1-17, Lienes str., Rīga, LV-1009, Latvia*

*Ph. + 371 29487383*

*E-mail : rigas.aeroklubs@gmail.com*

07.01.2022

## Rekomendācijas vēstule

Part 145 Organizācija SIA "PSAC Rīgas Aeroklubs" atbildot uz saņemto pieprasījumu no Artūra Suhareva (p.k.: 140890-12793) dot rekomendācijas saskaņā ar veiktajiem eksperimentiem lidlaukā "Spilve" kur bija aprobēta promocijas darba izstrādātā ierīce apliecina ka visi piloti kas piedalījās eksperimentā pamanīja vairākus priekšrocības izmantojot šo palīgierīci lidojumu laikā.

Atsauksme no esoša pilota Olega Fehrudinova (licences nr.: LVA. FCL.000525P):

Kaut gan tekošas regulās un lidojuma ekspluatācijas instrukcijas neatļauj izmantot šo ierīci ka pamat ierīci ikdienā (ierīce nav sertificēta) tomēr uzskatu ka būtu ļoti ieteicams turpināt attīstīt šo sistēmu un ieviest to ekspluatācijā. Ierīce deva iespēju kontrolēt lidmašīnas atrašanas vietu pacelšanas-nosēšanas joslā visās etapos attiecībā pret atlikumu līdz tas beigas kas savukārt dod iespēju efektīvāk izmantot dzinēja jaudu un bremzes spēku. Vēl viena interesanta funkcija bija izmēģināta – ILS sistēmas imitācija lidlaukā kas nav aprīkota ar attiecīgo aprīkojumu bet kā paskaidroja ierīces izstrādātājs tas bija realizēts intereses dēļ ārpus disertācijas tēmas ietvaros. Kopumā uzskatu kā ideja ir dzīvotspējīgā un var nozīmīgi atvieglot pilota darbu, pazemināt lidojumu izmaksu (ļauj efektīvāk izmantot lidmašīnas resursus) un teorētiski dod iespēju lidot tādās laikā apstākļos kas tagad nav atļauts ja lidmašīna nav aprīkota ar pilno IFR (instrument flight rules) instrumentu kompleksu (precīzāk sakot – pazemināt prasības pret laika apstākļiem).

SIA "PSAC Rīgas Aeroklubs"

atbildīgais vadītājs

Oļegs Fehrudinovs

