

VILNIAUS GEDIMINO TECHNIKOS UNIVERSITETAS

Eduardas Lasauskas

SKRYDŽIO PRINCIPAI

Mokomoji knyga



LEIDYKLA

Vilnius TECHNIKA 2008

Eduardas Lasauskas. Skrydžio principai: mokomoji knyga. Vilnius: Technika, 2008. 182 p. [7,39 aut. l., 11,38 sp.l.].

Mokomojoje knygoje pateikiami skrydžio teorijos pagrindai, skirti lėktuvų pilotams. Temos, kurias privalo gerai išmanyti lėktuvų pilotai, nurodytos Europos Jungtinės aviacijos administracijos reikalavimuose lėktuvų *JAR-FCL I* ekipažams. Šios mokomosios knygos skyriai ir poskyriai sudaryti pagal *JAR-FCL I* skrydžių principų dalį.

Mokomoji knyga skirta orlaivių pilotavimo ir skrydžių valdymo specialybės studentams ir lėktuvų pilotams. Ji galės būti naudinga ir kitų aviacijos specialybių studentams, aviacijos specialistams ir visiems, kurie domisi aviacija.

Recenzavo: prof. habil. dr. E. Pileckas, AGAI Aviacijos prietaisų katedra
 doc. dr. Vytautas Kazimieras Maceika,
 AGAI Aviacijos technologijų katedra

<http://leidykla.vgtu.lt>

VG TU leidyklos TECHNIKA 986-S mokomosios
metodinės literatūros knyga

Redagavo *Viktorija Tamoševičienė*
Maketavo *Aneta Vaitkienė*
Iliustracijų autorius *Jonas Lasauskas*

ISBN 978-9955-28-255-6

© Lasauskas, E., 2008

© VG TU leidykla TECHNIKA, 2008

TURINYS

IŽANGA.....	5
1. IKIGARSINĖ AERODINAMIKA	6
1.1. Pagrindai, dėsniai ir apibrėžimai	6
1.2. Dvimatis (plokščiasis) oro srautas apie profilį	22
1.3. Koeficientai	34
1.4. Erdvinis lėktuvo aptekėjimas	39
1.5. Visas pasipriešinimas	49
1.6. Žemės ekrano įtaka.....	55
1.7. Ryšys tarp keliamosios jėgos koeficiento ir greičio	60
1.8. Smuka.....	61
1.9. Keliamosios jėgos didinimas.....	74
1.10. Pasipriešinimo didinimas	81
1.11. Pasienio sluoksnis	82
1.12. Ypatingos sąlygos	84
2. TRANSGARSINĖ AERODINAMIKA.....	87
2.1. Macho skaičius.....	87
2.2. Statmenos smūgio bangos	89
2.3. M_{KR} viršijimo efektų išvengimo priemonės.....	104
3. VIRŠGARSINĖ AERODINAMIKA.....	106
3.1. Įstrižosios smūgio bangos	106
3.2. Banginis pasipriešinimas.....	110
4. ORLAIVIO STABILUMAS.....	111
4.1. Pusiausvyros sąlyga horizontaliojo skrydžio metu.....	111
4.2. Pusiausvyros užtikrinimo metodai	112
4.3. Išilginis stabilumas	114
4.4. Statinis krypties stabilumas.....	129
4.5. Skersinis statinis stabilumas.....	133
4.6. Dinaminis skersinis ir krypties stabilumas	136
5. ORLAIVIO VALDYMAS	139
5.1. Bendrosios žinios	139
5.2. Polinkio valdymas	140
5.3. Krypties valdymas.....	142
5.4. Posvyrio valdymas	143
5.5. Kryžminiai ryšiai (kryptis ir posvyris)	146
5.6. Valdymo jėgų mažinimo būdai	146
5.7. Valdymo jėgų balansavimas.....	149

6. APRIBOJIMAI.....	152
6.1. Eksploataciniai apribojimai.....	152
6.2. Manevrinė gaubiamoji.....	155
6.3. Gūsių gaubiamoji	157
7. PROPELERIAI.....	159
7.1. Propelerio charakteristikos.....	159
7.2. Variklio gedimas arba išjungimas	162
7.3. Momentai ir jėgų dvejetainiai dėl propelerio veikimo	163
8. SKRYDŽIO MECHANIKA.....	165
8.1. Lėktuvą veikiančios jėgos	165
8.2. Asimetrinė trauka	174
8.3. Avarinis žemėjimas.....	178
8.4. Vėjo poslinkis.....	179
8.5. Vandenslyda.....	180
LITERATŪRA	182

IŽANGA

Mokomojoje knygoje pateikiami skrydžio teorijos pagrindai, skirti lėktuvų pilotams. Temos, kurias privalo gerai išmanyti lėktuvų pilotai, nurodytos Europos Jungtinės aviacijos administracijos reikalavimuose lėktuvų *JAR-FCL 1* ekipažams. Šios mokomosios knygos skyriai ir poskyriai sudaryti pagal *JAR-FCL 1* skrydžių principų dalį.

Skrydžio principų temos apima kelių mokslo disciplinų pagrindus: ikigarsinė, transgarsinė ir viršgarsinė aerodinamika, lėktuvo skrydžio charakteristikos (lėktuvo, kaip materialiojo taško, dinamika), lėktuvo valdymas ir skrydžio stabilumas (lėktuvo, kaip materialijų taškų sistemos, dinamika). Pateikiami šių mokslo disciplinų pagrindiniai apibrėžimai ir sąvokos, aiškinami pagrindiniai aerodinamikos ir skrydžio dinamikos procesai, turintys įtakos lėktuvo skrydžiui.

Mokomoji knyga skirta orlaivių pilotavimo ir skrydžių valdymo specialybės studentams ir lėktuvų pilotams. Ji galės būti naudinga ir kitų aviacijos specialybių studentams, aviacijos specialistams ir visiems, kurie domisi aviacija.

1. IKIGARSINĖ AERODINAMIKA

1.1. Pagrindai, dėsniai ir apibrėžimai

1.1.1. Dėsniai ir apibrėžimai

Masė – fizikinis dydis, intuityviai suvokiamas kaip medžiagos kiekio matas. Tai skaliarinis dydis. SI sistemoje masės vienetas yra kilogramas (kg).

Jėga – mechaninio poveikio ar kūnų sąveikos matas. Tai vektorinis dydis su dimensija (masė · kelias/laikas²). SI sistemoje jėgos vienetas yra niutonas (N).

Pagreitis – greičio pokytis. Tai vektorinis dydis su dimensija (kelias/laikas²). SI sistemoje pagreitis matuojamas m/s² naudojant akcelerometrą.

Svoris – fizikinis dydis, rodantis daiktą veikiančios gravitacinės jėgos dydį. Kasdieninėje kalboje sąvoka *svoris* dažnai laikomas masės sinonimu, nors taip nėra. SI sistemoje svorio, kaip ir jėgos, matavimo vienetas yra niutonas (N).

Greitis yra kūno įveiktas atstumas per laiko vienetą. Greitis paprastai žymimas raide *V*. Fizikinė greičio formulė yra:

$$V = \frac{s}{t} \quad \left(greitis = \frac{kelias}{laikas} \right). \quad (1)$$

SI sistemoje greitis matuojamas metrais per sekundę (m/s).

Tankis (žymima ρ) – fizikinis dydis, rodantis masės kiekį tūrio vienetu. Kuo didesnis tankis, tuo daugiau masės tenka tūrio vienetui. Vidutinis objekto tankis – visa masė, padalyta iš viso užimamo tūrio. SI sistemoje tankio matavimo vienetas – kilogramai kubiniame metre (kg/m³).

Temperatūra – fizikinė sistemos savybė, nusakanti objektų šilumą: aukštesnės temperatūros objektas yra karštesnis.

Slėgis – tai fizikinis dydis, apibūdinantis paviršiui S statmenos jėgos F intensyvumą. Jeigu jėga pasiskirsto tolygiai, tai slėgis p yra lygus jėgos ir ploto santykiui

$$p = F/S. \quad (2)$$

Slėgis matuojamas manometrais, barometrais, slėgio davikliais. SI slėgio vienetas yra paskalis $\text{Pa} = \text{N/m}^2$. Naudojami ir nesisteminiai slėgio vienetai: baras, atmosfera, gyvsidabrio stulpelio mm.

$$1 \text{ mm Hg} = 133,3224 \text{ Pa}$$

$$1 \text{ bar} = 105 \text{ Pa}$$

$$1 \text{ atm} = 101\,325 \text{ Pa} = 760 \text{ mm Hg}$$

Aerodinamikoje **sparno apkrova** yra lėktuvo svoris, padalytas iš sparno ploto. Sparno apkrovos matavimo vienetas yra toks pats, kaip ir slėgio matavimo vienetas, t. y. paskalis $\text{Pa} = \text{N/m}^2$. Sparno apkrova yra svarbus lėktuvo parametras, turintis didelės įtakos lėktuvo skrydžio charakteristikoms.

Galía – darbo atlikimo greitis, arba atliktas darbas, padalytas iš laiko. Mechanikoje slenkamojo judesio (pvz., variklio traukos jėgos) galia gaunama kūno greitį dauginant iš veikiančiosios jėgos projekcijos judesio kryptimi. Sukamojo judesio (pvz., variklio veleno) galia gaunama sukimo momentą dauginant iš kampinio greičio.

Anglų fizikas Izaokas Niutonas XVII a. suformulavo tris dėsnius, kuriais remiasi visa klasikinė mechanika. Šie dėsniai vėliau buvo pavadinti jo vardu.

Inercijos (pirmasis Niutono) dėsnis teigia: jei kūno neveikia išorinės jėgos (arba jų poveikiai kompensuoja vienas kitą), tai kūnas išlaiko turėtą greitį (arba rimtį, jei greičio neturėjo). Šiuo dėsniu apibrėžiamos inercinės atskaitos sistemos: sistemos, kuriose galioja pirmasis Niutono dėsnis, vadinamos inercinėmis.

Poveikio (antrasis Niutono) dėsnis teigia: inercinėje atskaitos sistemoje kūno pagreitis yra lygus veikiančiosios jėgos ir kūno masės santykiui:

$$a = F/m. \quad (3)$$

Kadangi masė – kūnų inertiškumo matas, akivaizdžiai matome, kad kuo didesnė masė, tuo mažesnį poveikį ta pati jėga daro kūnui. Didesnė jėga labiau veikia tokios pat masės kūną. Šis dėsnis kartais vadinamas kertiniu dinamikos dėsniu, nes dinamikos mokslas prasideda nuo trijų pagrindinių dydžių – masės, jėgos ir pagreičio.

Veiksmo ir atoveikio (trečiasis Niutono) dėsnis teigia: jei vienas kūnas kokio nors dydžio jėga veikia kitą kūną, tai tas kitas kūnas pirmąjį kūną taip pat veikia tokio paties dydžio priešingos krypties jėga (veiksmas lygus atoveikiui).

Oro tankis – tai oro tūrio vieneto masė. Oro tankis apibūdina oro inertiškumą. Jis priklauso nuo slėgio ir temperatūros. Jūros lygyje, esant temperatūrai 15 °C ir slėgiui 760 mm Hg, oro tankis yra 1,225 kg/m³.

Oro slėgis yra oro molekulių smūgių jėgos į ploto vienetą rezultatas. Ramiamo ore molekulių judėjimo tikimybė įvairiomis kryptimis yra vienoda. Tokiomis sąlygomis susidaręs oro slėgis vadinamas *statiniu*.

Statinis slėgis apibūdina oro tūrio vieneto potencinę energiją, kuri atsiranda chaotiškai judant oro molekulėms. Atmosferos slėgis yra lygus aukščiau esančio oro sluoksnio spaudimui į ploto vienetą. Didėjant aukščiui, oro slėgis mažėja, nes mažėja aukščiau esančio oro sluoksnio svoris. Kas 5 500 m oro slėgis sumažėja maždaug perpus.

Oro sraute vietiniu statiniu slėgiu vadinamas slėgis, veikiantis statmenai į paviršių, lygiagretų su oro srautu.

Oro temperatūra apibūdina oro molekulių termodinaminę būseną. Didėjant temperatūrai, didėja oro molekulių chaotiško judėjimo greitis. Ir atvirkščiai, mažėjant oro temperatūrai, oro molekulių chaotiško judėjimo greitis mažėja. Jei atskirų oro tūrių temperatūra nevienoda, vyksta šilumos mainai. Oro temperatūra matuojama *termometrais* ir išreiškiama absoliučiosios *Kelvino* skalės arba *Celsijaus* skalės *laipsniais*. Vienos padalos (laipsnio) vertė abiejose skalėse yra vienoda, bet nulinis taškas šiose skalėse atitinka skirtingus fizinius būvius. Ryšys tarp skirtingų temperatūros skalų išreiškiamas formule

$$T = 273,15 + t ; \quad (4)$$

čia T – absoliučioji temperatūra pagal Kelvino skalę; t – temperatūra pagal Celsijaus skalę.

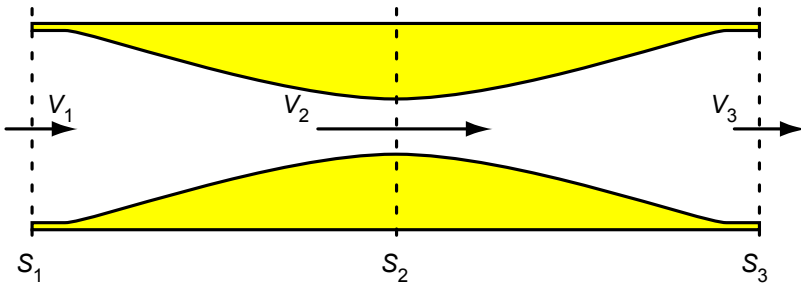
Oro tankis priklauso nuo slėgio ir temperatūros. Tankio ρ , slėgio p ir absoliučiosios temperatūros T priklausomybė išreiškiama **dujų būvio lygtimi**

$$\rho = \frac{p}{RT}; \quad (5)$$

čia R – dujų konstanta. Oro dujų konstanta $R = 287,05 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$.

Vandens garų tankis yra mažesnis už sauso oro tankį, todėl drėgno oro tankis yra mažesnis už sauso oro tankį.

Srauto vientisumo lygtis išreiškia masės tvermės dėsnį. Panagrinėkime oro srautą Venturio vamzdyje (1 pav.).



1 pav. Venturio vamzdis

Kai srautas teka vamzdžiu, pro kiekvieną skerspjūvį per laiko vienetą prateka vienodas oro masės kiekis. Masės kiekį m , pratekanti pro vamzdžio skerspjūvį per laiko vienetą, galima gauti sudauginus skerspjūvio plotą S , vietinį greitį V ir oro tankį ρ

$$m_1 = m_2 = m_3 = S_1 V_1 \rho_1 = S_2 V_2 \rho_2 = S_3 V_3 \rho_3. \quad (6)$$

Kai srauto greitis neviršija 40 % garso greičio, oro tankis nesikeičia. Tada lygtis tampa paprastesnė:

$$S_1 V_1 = S_2 V_2 = S_3 V_3. \quad (7)$$

Iš šios lygties išplaukia, kad srauto greitis yra atvirkščiai proporcingas skerspjuvio plotui.

Kai skerspjuvio greitis kinta nežymiai, vientisumo lygtį galima užrašyti taip:

$$\Delta V = -\Delta S \frac{V}{S}. \quad (8)$$

Oro srauto kinetinę energiją apibūdina **dinaminis slėgis**. Dinaminis slėgis q yra proporcingas oro tankiui ρ ir srauto greičio V kvadratui:

$$q = \frac{\rho V^2}{2}. \quad (9)$$

Dinaminis slėgis yra vienas iš pagrindinių parametru, nuo kurių priklauso aerodinaminės jėgos. Jeigu lėktuvas prie žemės, kur oro tankis yra $1,225 \text{ kg/m}^3$, skrenda 50 m/s greičiu, tai oro srauto dinaminis slėgis yra lygus 118 Pa . Didėjant aukščiui, oro tankis mažėja. Pvz., $5\,500 \text{ m}$ aukštyje oro tankis yra perpus mažesnis negu prie žemės. Norint, kad šiame aukštyje dinaminis slėgis būtų toks pat kaip ir prie žemės, lėktuvas turėtų skristi $\sqrt{2}$ kartų greičiau, t. y. lėktuvo greitis turėtų būti $70,7 \text{ m/s}$.

Statinis slėgis apibūdina oro potencinę energiją. Dinaminis slėgis apibūdina oro srauto kinetinę energiją. Statinio ir dinaminio slėgio suma yra visuminis slėgis. Visuminis slėgis apibūdina srauto pilnutinę energiją.

Bernulio lygtis išreiškia oro srauto mechaninės energijos tvermės dėsnį. Išilgai su srovės linijos srautu pilnutinė energija išlieka pastovi:

$$\begin{aligned} \text{potencinė energija} + \text{kinetinė energija} = \\ \text{pilnutinė energija} = \text{const}, \end{aligned} \quad (10)$$

arba

$$\begin{aligned} \text{statinis slėgis} + \text{dinaminis slėgis} = \\ \text{visuminis slėgis} = \text{const}, \end{aligned} \quad (11)$$

arba

$$p + \frac{\rho V^2}{2} = p_0 = \text{const.} \quad (12)$$

Dinaminis slėgis yra lygus oro tankio ir greičio kvadrato sandaugos pusei. Dinaminis slėgis yra lygus visuminio ir statinio slėgio skirtumui. Vadinasi, išmatavus dinaminį slėgį q , galima nustatyti skrydžio greitį V :

$$V = \sqrt{\frac{2q}{\rho}}. \quad (13)$$

Iš formulės matyti, kad, norint nustatyti greitį, reikia žinoti oro tankį, kuris priklauso nuo skrydžio aukščio ir meteorologinių sąlygų. Todėl greičio prietaisai kalibruojami pagal oro tankį jūros lygyje standartinėmis sąlygomis: $\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$.

Oro klampumas apibūdina vidinę oro trintį. Ši savybė pasireiškia oro pasipriešinimu gretimų oro sluoksnių poslinkiui arba oro sluoksnio slydimui paviršiaus atžvilgiu. Oro pasipriešinimas slydimui kūno paviršiumi susijęs su tuo, kad oras *prilimpa* prie paviršiaus. Chaotiškas judančio oro molekulių judėjimas susijungia su srauto judėjimu. Oro prilipimas prie aptekamojo paviršiaus reiškia, kad nepriklausomai nuo to, kokių kampu oro molekulė trenkiasi į paviršių, tikimybė jai atsokti į bet kurią pusę yra vienoda.

Oro klampumo reikšmė aerodinamikoje yra dvejopa. Dėl oro klampumo atsiranda trinties pasipriešinimas, kuris daugeliu atvejų yra žalingas ir jį stengiamasi mažinti. Tačiau klampusis pasienio sluoksnis yra sūkuringas sluoksnis, sukuriantis keliamąją jėgą, kuri aviacijoje yra naudinga.

Spūdumas yra kūno savybė susispausti, veikiant išorinėms slėgio jėgoms. Dujų spūdumas yra gerokai didesnis už skysčių spūdumą. Spūdumo įtaka pasireiškia tada, kai aptekėjimo metu atsiradęs slėgio pokytis sukelia didelius tūrio pokyčius. Kadangi skysčių spūdumas yra labai mažas, tai skysčio srautas gali būti nagrinėjamas

kaip nespūdusis srautas. Didelio greičio dujų srautuose spūdumą įvertinti būtina. *Mažų greičių dujų* srautuose (orui judant iki 360 km/h) su nedidelėmis paklaidomis oro srautą galima nagrinėti kaip nespūdujį srautą.

Oro spūdumo įtaka sraute priklauso nuo oro srauto greičio ir garso greičio santykio. Srauto greičio V ir garso greičio a santykis vadinamas ***Macho skaičiumi***:

$$M = \frac{V}{a} . \quad (14)$$

Garso greitis ore priklauso nuo temperatūros. Didėjant temperatūrai, garso greitis didėja. Prie žemės standartinėmis sąlygomis garso greitis yra 340 m/s. Troposferoje, didėjant aukščiui, temperatūra mažėja, o kartu mažėja ir garso greitis. Stratosferoje, kur temperatūra yra pastovi, garso greitis nuo aukščio nepriklauso.

Orlaivių skrydžio charakteristikas reikia lyginti esant vienodoms sąlygoms. Daugelis aviacinių prietaisų veikia slėgio matavimo principu. Jie taip pat turi būti kalibruojami esant vienodoms sąlygoms. Tačiau atmosferos būvis nuolat kinta. Todėl Tarptautinė civilinės aviacijos organizacija *ICAO (Internationale Civil Aviation Organisation)* įvedė sąvoką ***standartinė atmosfera***.

1 lentelė. Oro savybių priklausomybė nuo aukščio

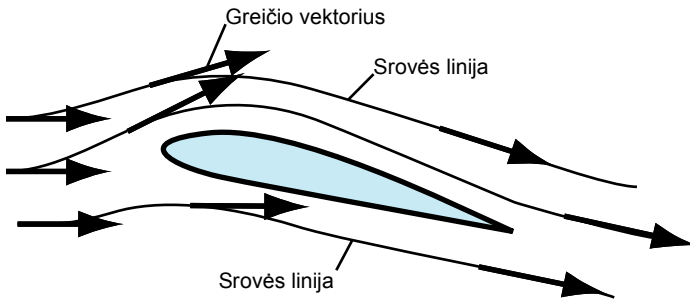
Aukštis, km	Oro tankis, kg/m ³	Garso greitis, m/s
0	1,225	340,3
2	1,007	332,5
4	0,819	324,6
6	0,660	316,5
8	0,526	308,1
10	0,414	299,5
12	0,312	295,1
14	0,288	295,1

Standartinės atmosferos parametrai jūros lygyje parinkti pagal vidutines reikšmes 45° geografinėje platumoje. Oro parametrų kitimas, didėjant aukščiui, esant standartinei atmosferai, skaičiuojamas pagal formules. Oro tankio ir garso greičio priklausomybė nuo aukščio pateikta 1 lentelėje.

1.1.2. Pradinės žinios apie srautus

Sakoma, kad vėjas yra pastovus (t. y. stacionarus), jeigu toje vietoje, kur stovi stebėtojas, jo greitis ir kryptis nesikeičia. Kai vėjo greitis arba kryptis kinta, sakoma, kad vėjas yra gūsingas (nestacionarus). Panašiai ir oro srautas, kuris apteka kūną, yra **stacionarus**, jei kiekviename taške greičio dydis ir kryptis išlieka pastovi. Tačiau skirtinguose erdvės taškuose greitis gali būti skirtingas. Jeigu tam tikruose erdvės taškuose greitis (dydis arba kryptis) kinta, srautas yra **nestacionarus**.

Kadangi oras yra nematomas, taikomi įvairūs srautų vaizdavimo metodai. Viena iš svarbiausių sąvokų taikant šiuos metodus yra **srovės linija**. Kiekviename srovės linijos taške greičio vektorius yra šios linijos liestinė. Srovės linijų vaizdas, kai oro srautas apteka sparno profilį, parodytas 2 pav.



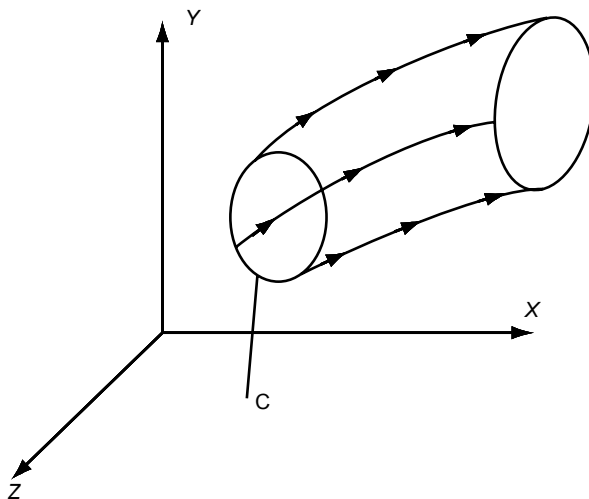
2 pav. Srovės linijos

Sujungus visus taškus, pro kuriuos praeina oro dalelė, gaunama linija erdvėje, kuri vadinama *trajektorija*. Jeigu srautas yra stacionarus, t. y. jeigu nesikeičia laikui bėgant, tai trajektorija sutampa su

srovės linija. Srovės linijų braižymas kūną aptekančiame sraute yra labai svarbus oro srauto vaizdavimo metodas.

Iš srovės linijų vaizdo galima padaryti svarbias išvadas. Kadangi skersai srovės linijų srautas nepraeina, tai tarpą tarp šių linijų galima įsivaizduoti kaip srovės vamzdelį. Ten, kur srovės linijos priartėja viena prie kitos, pagal vientisumo lygtį greitis yra didesnis. Iš Bernulio lygties išplaukia, kad statinis slėgis tose vietose bus mažesnis. Ir priešingai, ten, kur srovės linijos nutolsta viena nuo kitos, pagal vientisumo lygtį greitis yra mažesnis. Iš Bernulio lygties išplaukia, kad statinis slėgis tose vietose bus didesnis. Taigi, nagrinėjant srovės linijas, galima gauti svarbios informacijos apie kūno aptekėjimo sąlygas.

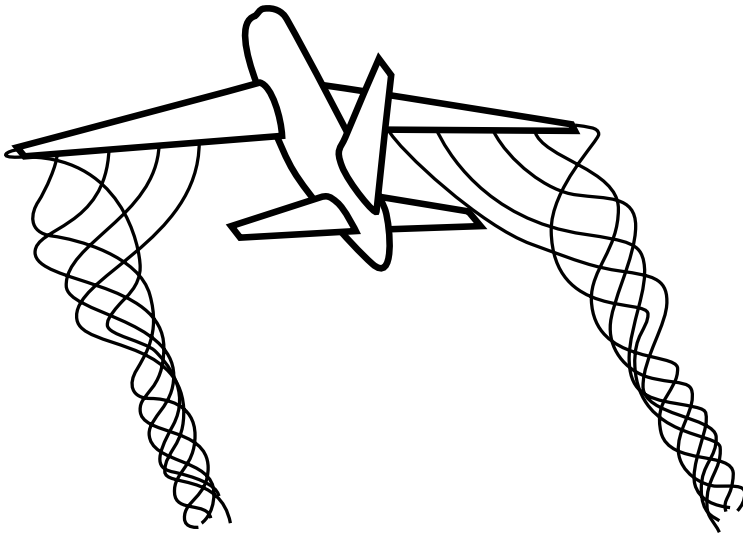
Jei pro uždarą kontūrą išvesime srovės linijas, gausime **srovės vamzdelį** (3 pav.). Galima įsivaizduoti, kad srovės vamzdelio sienelės yra kietas paviršius, nuo to srauto vaizdas nepasikeis. Pro srovės vamzdelio sienelės srautas neprateka. Todėl kiekvieno srovės vamzdelio turinys, t. y. per laiko vienetą pratekantis srauto kiekis, yra pastovus.



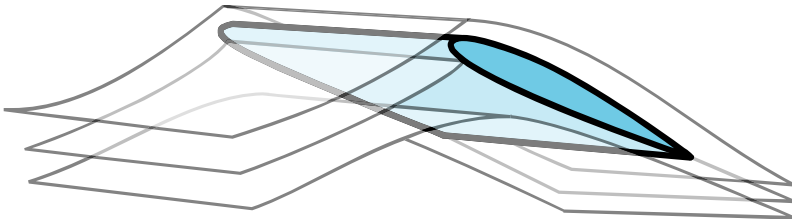
3 pav. Srovės vamzdelis

Trimatis (erdvinis) oro srautas – tai realus lėktuvą aptekantis srautas, kai srauto parametrai priklauso nuo visų trijų erdvinių koordinatų (4 pav.).

Kai srautas apteka be galo ilgą sparną, įvairiuose sparno pjūviuose jis yra vienodas. Šiuo atveju pakanka nagrinėti srautą tik viename pjūvyje. Toks srautas vadinamas dvimačiu arba plokščiuoju (5 pav.).



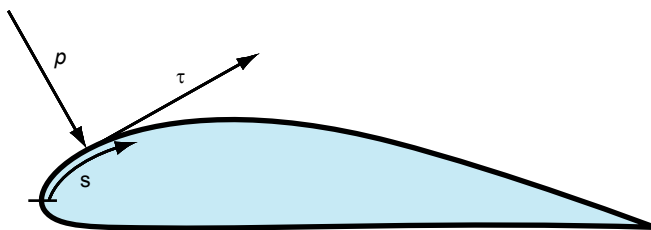
4 pav. Trimatis (erdvinis) srautas



5 pav. Dvimatis (plokščiasis) srautas

1.1.3. Aerodinaminės jėgos ir momentai kūno paviršiuje

Nesvarbu, ar kūno forma paprasta, ar sudėtinga – aerodinaminės jėgos ir momentai susidaro dėl dviejų pagrindinių priežasčių: 1) slėgio p pasiskirstymo kūno paviršiuje ir 2) trinties τ pasiskirstymo kūno paviršiuje (6 pav.).



6 pav. Slėgis ir trintis profilio paviršiuje

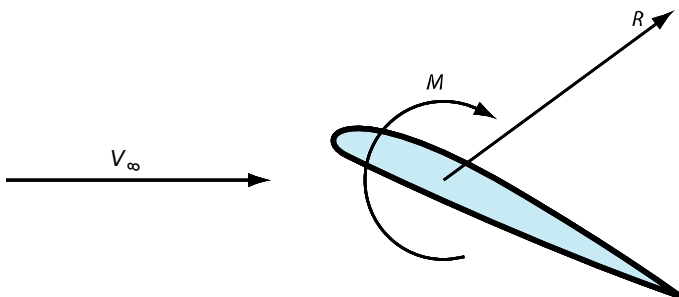
Susumavus kūno paviršiuje veikiančias slėgio ir trinties jėgas, gaunama atstojamoji aerodinaminė jėga R ir atstojamasis aerodinaminis momentas M . Dydis V_∞ yra *reliatyvus srautas*, apibrėžiamas kaip srauto greitis toli prieš aptekamą kūną. Srautas toli prieš aptekamą kūną vadinamas *laisvujoju srautu*. Taigi greitis V_∞ irgi vadinamas laisvojo srauto greičiu.

Atstojamąją aerodinaminę jėgą R galima išskaidyti į dvi projekcijas: keliamąją jėgą L ir pasipriešinimą D .

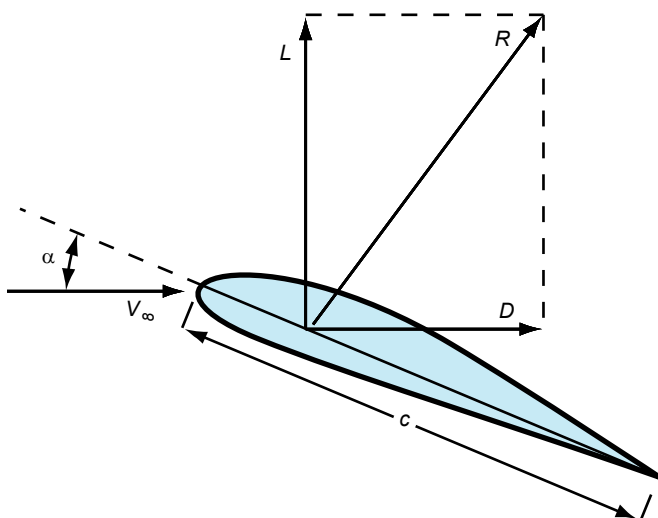
Keliamoji jėga L yra atstojamosios jėgos R projekcija, statmena laisvojo srauto kryptiai. Pasipriešinimo jėga D yra atstojamosios jėgos R projekcija, lygiagreti su laisvojo srauto kryptimi.

Kaip parodyta 7 pav., susumavus kūno paviršiuje veikiančias slėgio ir trinties jėgas, gaunama atstojamoji aerodinaminė jėga R ir atstojamasis aerodinaminis momentas M . Momentas yra teigiamas, kai jis veikia atakos kampo didėjimo kryptimi.

Atstojamasis aerodinaminis momentas M priklauso nuo šių faktorių: 1) taško, kurio atžvilgiu jis skaičiuojamas, 2) kūno formos, 3) kūno padėties srauto greičio vektoriaus atžvilgiu ir 4) oro srauto parametrų (8 pav.).



7 pav. Kūno atstojamoji aerodinaminė jėga ir momentas



8 pav. Keliamoji jėga ir pasipriešinimo jėga

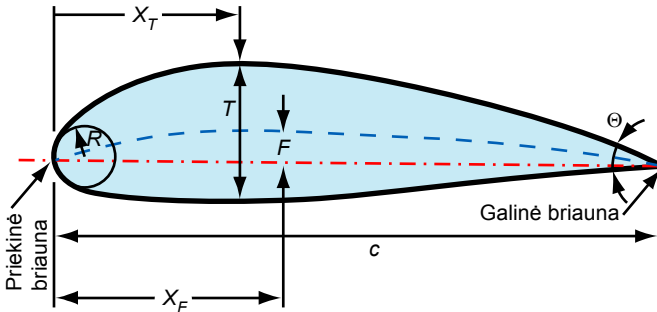
Kad lėktuvas skristų tiesiai pastoviu greičiu, jį veikiančių jėgų ir momentų suma turi būti lygi nuliui (pirmasis Niutono dėsnis).

1.1.4. Aerodinaminio profilio forma

Kontūras, gaunamas sparną perkirtus plokštuma, lygiagrečia su simetrijos plokštumai, vadinamas sparno profiliu. Tipinė sparno forma parodyta 9 pav. Atliekant aerodinaminius skaičiavimus ir lėktuvų gamyboje sparno profilio forma nurodoma profilio kontūro koordina-

tėmis, kurios sujungiamos glodžiąja kreive. Bendrą profilio formą galima apibūdinti keliais parametrais.

Tiesės atkarpa, jungianti du tolimiausius profilio taškus, vadinama profilio styga ir žymima raide c . Priekinis stygos taškas vadinamas profilio priekine briauna. Galinis profilio taškas vadinamas profilio galine (nuoslydžio) briauna.



9 pav. Sparno profilio forma

Didžiausias atstumas tarp viršutinio ir apatinio paviršiaus vadinamas profilio storiu ir žymimas raide T . Profilio storio T ir stygos santykis yra santykinis profilio storis $t = T/c$. Svarbu ne tik didžiausias profilio storis, bet ir storiausią stygos vietą. Atstumas nuo priekinės profilio briaunos, ties kuriuo yra maksimalus profilio storis, vadinamas didžiausio storio vieta ir žymima raide X_T . Didžiausio storio vietos ir profilio stygos santykis yra santykinė didžiausio storio vieta $x_t = X_T/c$.

Linija, vienodai nutolusi nuo apatinio ir viršutinio kontūro, vadinama vidurine profilio linija. Didžiausias šios linijos atstumas nuo profilio stygos vadinamas profilio gaubtumu ir žymimas raide F . Profilio gaubtumo ir stygos santykis yra santykinis profilio gaubtumas $f = F/c$. Atstumas nuo priekinės profilio briaunos, ties kuriuo yra didžiausias profilio gaubtumas, vadinamas didžiausio gaubtumo vieta ir žymima raide X_F . Didžiausio gaubtumo vietos ir profilio

stygos santykis yra santykinė didžiausio gaubtumo vieta $x_f = X_F/c$.

Kai vidurinė linija yra virš profilio stygos, profilio gaubtumas yra teigiamas. Kai vidurinė profilio linija sutampa su profilio styga, profilis yra simetrinis.

Prie priekinės briaunos įbrėžto apskritimo spindulys R_{LE} apibūdina profilio priekinės briaunos kreivumą. Santykinis profilio noselės kreivumo spindulys gaunamas dalijant iš profilio stygos $r_{LE} = R_{LE}/c$.

Galinės profilio dalies formą apibūdina viršutinio ir apatinio kontūro kampas prie galinės briaunos $\Delta\theta_{TE}$.

Kai vidurinė linija yra virš profilio stygos, profilio gaubtumas yra teigiamas. Dažniausiai jis būna teigiamas.

Skirtingų tipų lėktuvuose naudojami skirtingos formos profiliai. 10 pav. parodyta forma sparno profilio, skirto mažų greičių lėktuvams. 11 pav. parodyta forma sparno profilio, skirto didelių greičių lėktuvams.

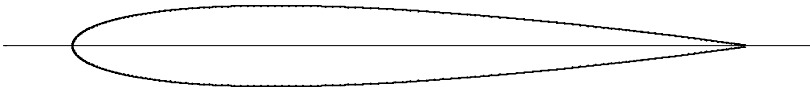
Lėktuvo uodegos plokštumoms dažniausiai naudojami simetrisiai profiliai. 12 pav. parodytas simetrinio profilio pavyzdys.



10 pav. Sparno profilis *SD7062*, skirtas mažų greičių lėktuvams



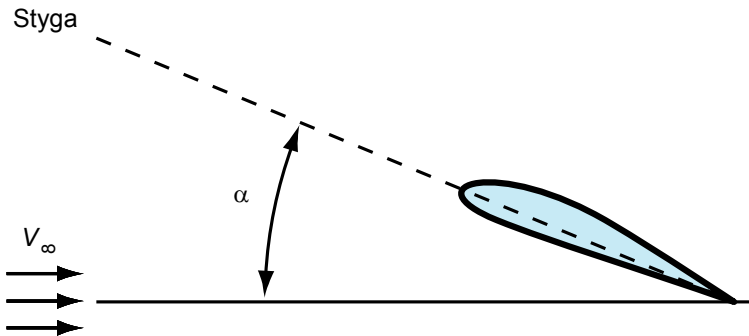
11 pav. Superkritinis *Whitcomb* profilis, skirtas didelių greičių lėktuvams



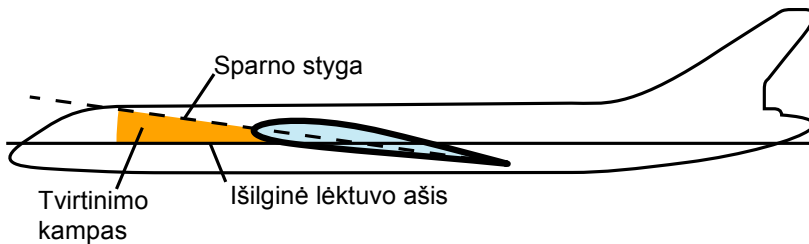
12 pav. Simetrinis profilis *NACA 0012*

Kampas tarp laisvojo srauto krypties ir sparno profilio stygos vadinamas atakos kampu ir žymimas raide α . 13 pav. parodyta schema, iliustruojanti atakos kampo apibrėžimą.

Kampas tarp išilginės lėktuvo ašies ir sparno stygos prie liemens vadinamas sparno tvirtinimo kampu. 14 pav. parodyta schema, iliustruojanti sparno tvirtinimo kampo apibrėžimą.



13 pav. Atakos kampas

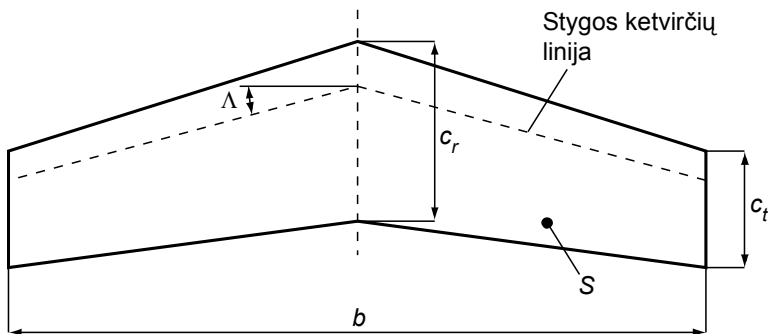


14 pav. Sparno tvirtinimo kampas

1.1.5. Sparnų forma

Sparno horizontaliosios projekcijos geometriniai parametrai parodyti 15 pav. Atstumas nuo vieno sparno galo iki kito sparno galo statmenai lėktuvo simetrijos plokštumai yra sparno mostas b .

Sparno dalis prie liemens vadinama sparno pagrindu. Sparno styga prie liemens vadinama sparno pagrindo styga c_r . Sparno styga sparno gale vadinama sparno galo styga c_t .



15 pav. Sparno horizontaliosios projekcijos parametrai

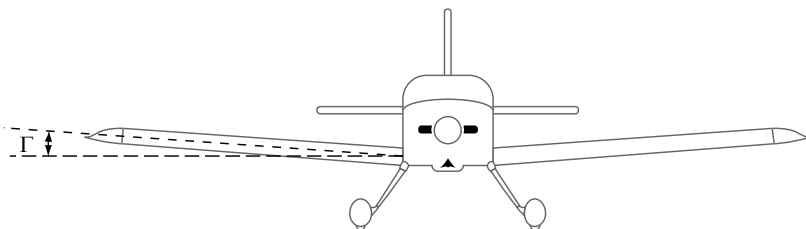
Sparno horizontaliosios projekcijos plotas vadinamas sparno plotu ir žymima raide S . Sparno plotą padalijus iš sparno mosto gaunama vidutinė geometrinė sparno styga $c_g = S/b$. Sparno mosto ir vidutinės geometrinės stygos santykis yra sparno proilgis, jis žymimas raide A . Sparno proilgį taip pat galima gauti sparno mosto kvadratą padalijus iš sparno mosto:

$$A = \frac{b}{c_g} = \frac{b^2}{S}. \quad (15)$$

Pagal horizontaliąją projekciją sparnas gali būti įvairios formos: stačiakampis, elipsinis, trapecinis (vienos trapecijos, kelių trapecijų).

Kampas tarp statmens simetrijos plokštumai ir stygos ketvirčių linijos vadinamas sparno strėliškumo kampu ir žymimas raide Λ . Kai sparnai pasukti atgal, strėliškumo kampas yra teigiamas.

Jeigu sparnas nuo sparno pagrindo einant prie sparno galo kyla aukštyn, tai kampas tarp sparno plokštumos ir horizontaliosios plokštumos vadinamas skersinio „V“ kampu ir žymimas Γ . Šis kampas dažniausiai būna teigiamas (sparno galas aukščiau už sparno pagrindą). Kartais skersinio „V“ kampas būna neigiamas. Skersinio „V“ kampas matuojamas lėktuvo projekcijoje iš priekio (16 pav.).



16 pav. Skersinio „V“ kampas

Sparno plotą padalijus iš sparno mosto gaunama vidutinė geometrinė sparno styga $c_g = S/b$. Vidutinė aerodinaminė styga (VAS) yra styga tokio stačiakampio sparno, kurio plotas, pilna aerodinaminė jėga ir momentas yra toks pats, kaip ir nagrinėjamo sparno. Stačiakampio sparno vidutinė geometrinė styga ir vidutinė aerodinaminė styga sutampa. Kitokios formos sparnų vidutinė aerodinaminė styga yra didesnė už vidutinę geometrinę stygą.

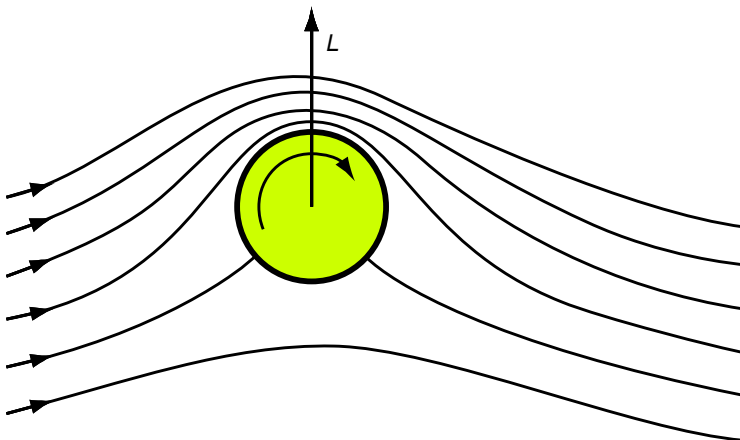
1.2. Dvimatis (plokščiasis) oro srautas apie profilį

Vietinio greičio ir slėgio kitimas profilio paviršiuje priklausomai nuo gaubtumo ir atakos kampo

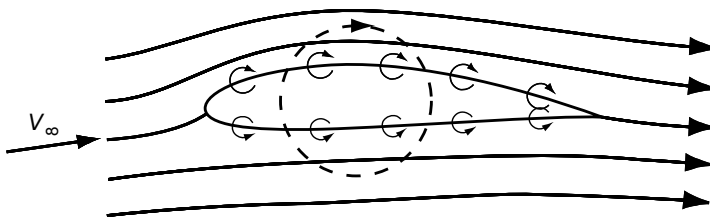
1.2.1. Srovės linijų vaizdas

Aerodinamines jėgas sukuria sūkuriai. Keliamoji jėga taip pat yra sūkurių rezultatas. Keliamąją jėgą galima gauti, sukant apvalų cilindrą oro sraute (17 pav.). Šis reiškinys vadinamas Magnuso efektu.

Sparno keliamoji jėga taip pat yra sūkurio rezultatas. Sparno keliamosios jėgos sūkurys yra išsiskirstęs sparno paviršiuje pasienio sluoksnyje (plačiau apie pasienio sluoksnį – 1.8.1 poskyryje), 18 pav. parodytas profilio kontūras, srovės linijos ir sūkuriai profilio paviršiuje. Sūkurius, esančius sparno paviršiuje, galima pakeisti vienu atstojamuoju sūkuriumi, kuris 18 pav. parodytas punktyru. Atstojamasis sparno keliamosios jėgos sūkurys yra vadinamas prisijungusiu sparno sūkuriumi.



17 pav. Besisukančio cilindro keliamoji jėga



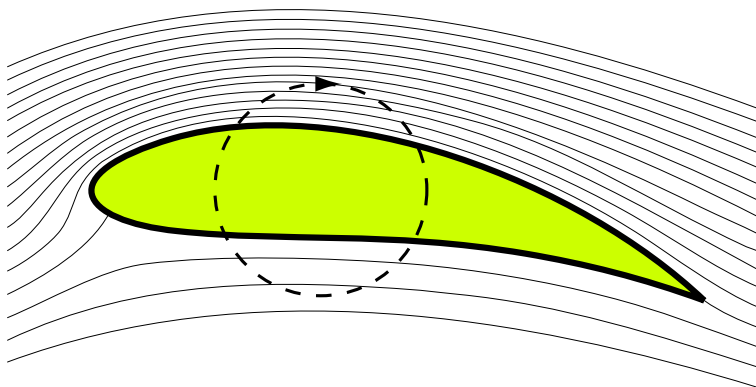
18 pav. Sūkurai sparno paviršiuje ir atstojamasis sūkurys

19 pav. parodytas srovės linijų vaizdas sparno profilio aplinkoje.

Nagrinėjant srovės linijas, galima gauti naudingos informacijos apie profilio aptekėjimą. Reikia pažymėti, kad 19 pav. parodytos srovės linijos, kurios toli prieš profilį yra vienodu atstumu viena nuo kitos.

Srautą tarp bet kurių dviejų srovės linijų galima nagrinėti kaip srautą kanale, nes skersai srovės linijos srautas neprateka. Iš vientisumo lygties išplaukia, kad jei srovės linijos nutolsta viena nuo kitos, tai srauto greitis tose vietose sumažėja. Jei srovės linijos priartėja viena prie kitos, tai srauto greitis tose vietose padidėja.

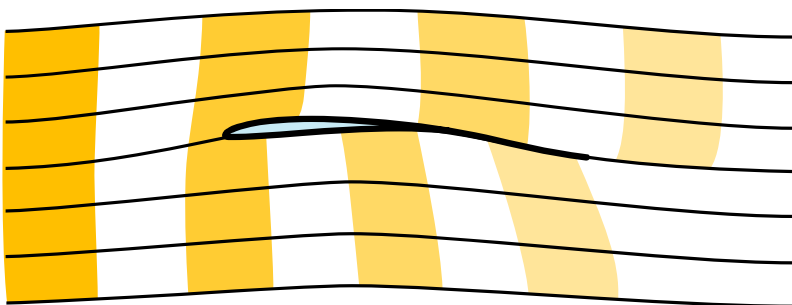
Iš Bernulio lygties išplaukia, kad tose vietose, kur greitis, o kartu ir dinaminis slėgis padidėja (srovės linijos arčiau viena prie kitos), statinis slėgis sumažėja, bet visuminis slėgis (statinio ir dinaminio slėgio suma) išlieka pastovus.



19 pav. Srovės linijos profilio aplinkoje

Srautas veikia kaip sūkurys. 19 pav. parodyto profilio atstojamojo sūkurio kryptis yra pagal laikrodžio rodyklę. Srauto pagreitis virš profilio ir sulėtėjimas žemiau profilio yra šio sūkurio pasekmė. Šio sūkurio įtaka profilio aptekėjimui pasireiškia dar ir tuo, kad prieš profilį srautas kyla aukštyn (srauto pakilimas prieš profilį), o už profilio leidžiasi žemyn (srauto nulenkimas už profilio).

Sparno prisijungusio sūkurio efektas pasireiškia tuo, kad srautas, tekantis virš sūkurio, aplenkia srautą, tekantį žemiau profilio. 20 pav. parodyta, kaip viršutinis srautas aplenkia apatinį srautą.

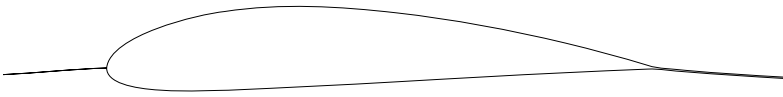


20 pav. Srautas virš profilio ir žemiau jo

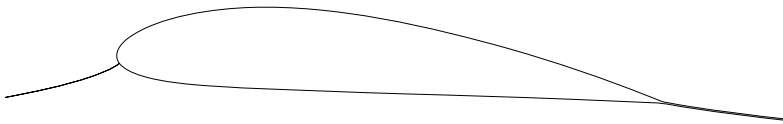
1.2.2. Sąstingio (kritinis) taškas

Sparno priekinėje briaunoje srautas išsiskiria į dvi dalis. Taškas ant profilio kontūro, kuriame srautas išsiskiria, vadinamas sąstingio (kritiniu) tašku.

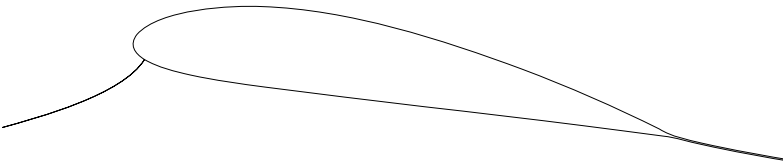
21 pav. parodytas profilio kontūras ir srovės linija, einanti iki sąstingio taško, kai profilio atakos kampas yra mažas. 22 pav. ir 23 pav. parodytos analogiškos schemas, kai atakos kampas vidutinis ir didelis. Matome, kad, didėjant atakos kampui, sąstingio taškas juda atgal apatiniu profilio kontūru.



21 pav. Sąstingio taško padėtis, kai atakos kampas mažas



22 pav. Sąstingio taško padėtis, kai atakos kampas vidutinis



23 pav. Sąstingio taško padėtis, kai atakos kampas didelis

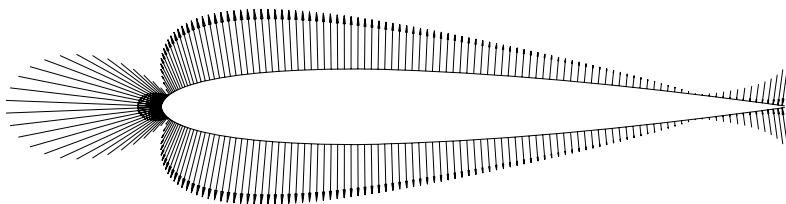
Prisiminkime Bernulio lygtį (12), kuri išreiškia oro srauto mechaninės energijos tvermės dėsnį: išilgai su srovės linija srauto pilnutinė energija išlieka pastovi:

$$p + \frac{\rho V^2}{2} = p_0 = \text{const.} \quad (12)$$

Šią lygtį taikykime srovės linijai, kuri eina į sąstingio tašką. Kadangi sąstingio taške srauto greitis yra lygus nuliui, tai reiškia, kad statinis slėgis čia yra lygus visuminiam slėgiui.

1.2.3. Slėgio pasiskirstymas

24 pav. parodytas slėgio pasiskirstymas simetrinio profilio paviršiuje, kai atakos kampas lygus nuliui. Slėgis parodytas vektoriais. Tose vietose, kur slėgis padidėjęs, vektoriai nukreipti profilio paviršiaus link. Didžiausias slėgis yra priekinėje briaunoje, kur šiuo atveju yra sąstingio taškas. Aplink sąstingio tašką yra padidėjusio slėgio sritis. Didesnėje profilio dalyje slėgis yra mažesnis už atmosferinį. Prie galinės briaunos slėgis vėl padidėja virš atmosferinio slėgio. Viršutiniame ir apatiniame paviršiuje slėgis išsidėstęs simetriškai, todėl keliamoji jėga šiuo atveju yra lygi nuliui.



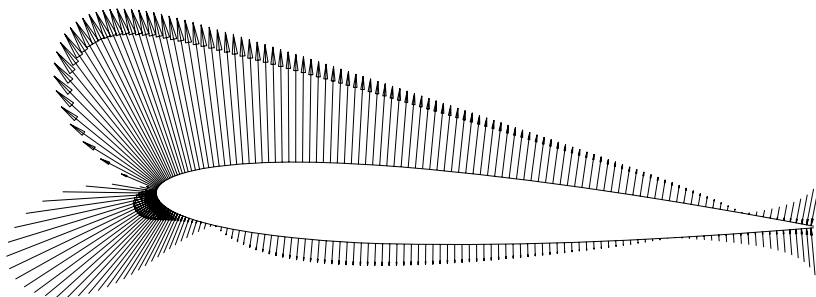
24 pav. Slėgio pasiskirstymas simetrinio profilio paviršiuje, kai atakos kampas lygus nuliui

25 pav. parodytas slėgio pasiskirstymas simetrinio profilio paviršiuje, kai atakos kampas lygus 3° . Padidėjusio slėgio zona priekinėje profilio dalyje pasislinko žemyn ir atgal. Apatiniame paviršiuje slėgis yra tik truputį mažesnis už atmosferinį. Viršutiniame paviršiuje slėgis yra mažesnis negu apatiniame paviršiuje. Slėgio minimumas viršutiniame paviršiuje yra arčiau priekinės briaunos.

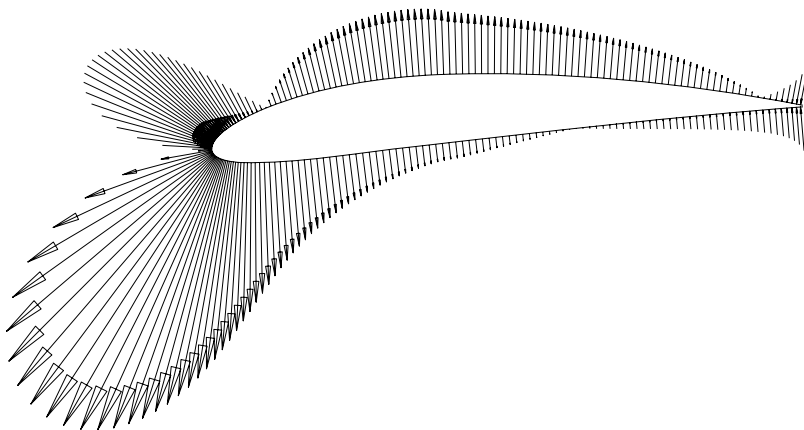
26–28 pav. parodytas slėgio pasiskirstymas teigiamai gaubto profilio paviršiuje esant trims skirtingiems atakos kampams. 26 pav. parodytas slėgio pasiskirstymas, kai keliamoji jėga lygi nuliui, atakos kampas šiuo atveju $\alpha = -4,2^\circ$. Aukštyr ir žemyn veikiančio slėgio

atstojamoji jėga yra lygi nuliui. Slėgio minimumo vieta viršutiniame paviršiuje yra truputį už storiausios profilio vietos.

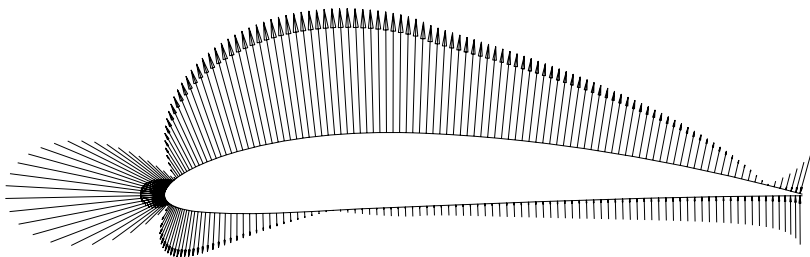
27 pav. parodytas slėgio pasiskirstymas, kai atakos kampas lygus nuliui. Šiuo atveju keliamoji jėga – slėgio jėgų atstojamoji – veikia aukštyn. Slėgio minimumo vieta viršutiniame paviršiuje beveik sutampa su storiausia profilio vieta.



25 pav. Slėgio pasiskirstymas simetrinio profilio paviršiuje, kai atakos kampas $\alpha = 3^\circ$

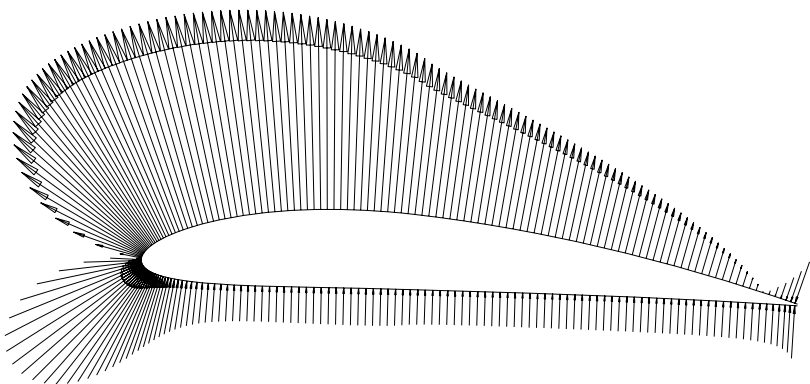


26 pav. Slėgio pasiskirstymas teigiamai gaubto profilio paviršiuje, kai keliamoji jėga lygi nuliui ($\alpha = -4,2^\circ$)



27 pav. Slėgio pasiskirstymas teigiamai gaubto profilio paviršiuje, kai atakos kampas $\alpha = 0^\circ$

28 pav. parodytas slėgio pasiskirstymas, kai atakos kampas lygus 4° . Šiuo atveju keliamoji jėga dar didesnė. Slėgio minimumo vieta viršutiniame paviršiuje yra šiek tiek į priekį nuo storiausios profilio vietos. Taigi, didėjant atakos kampui, slėgio minimumo vieta viršutiniame profilio paviršiuje juda pirmyn.

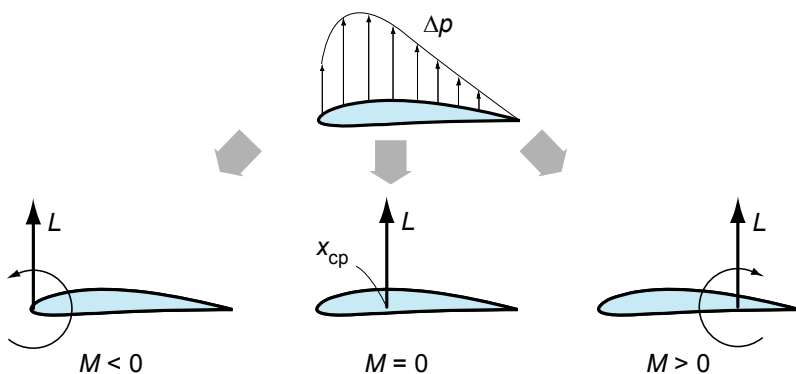


28 pav. Slėgio pasiskirstymas teigiamai gaubto profilio paviršiuje, kai atakos kampas $\alpha = 4^\circ$

1.2.4. Slėgio centras ir aerodinaminis centras

29 pav. viršuje parodytas sparno profilio kontūras ir paskirstytas viršutinio bei apatinio paviršiaus slėgio skirtumas. Šį paskirstytą slėgio skirtumą galima suvesti į atstojamąją keliamąją jėgą L ir atstojamąjį momentą M . Momento dydis ir kryptis priklausys nuo atskaitos

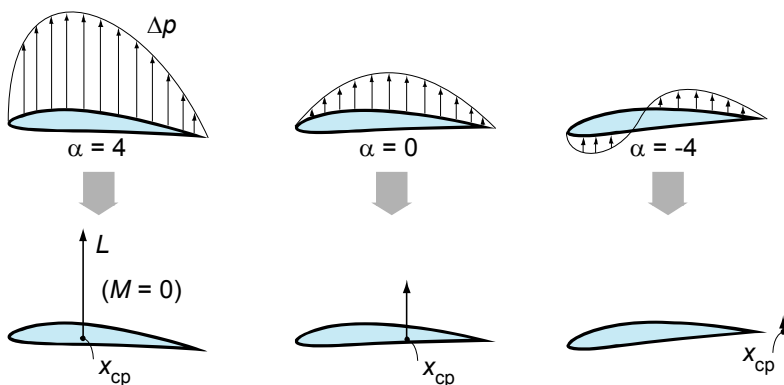
taško vietos. Kai atskaitos taškas yra profilio priekyje, momentas yra neigiamas – veikia atakos kampo mažinimo kryptimi. Kai atskaitos taškas yra profilio gale, momentas yra teigiamas – veikia atakos kampo didinimo kryptimi. Galima rasti tokį atskaitos tašką, kuriame veikia tik keliamoji jėga, o momentas yra lygus nuliui. *Slėgio jėgų atstojamosios jėgos veikimo taškas, kai atstojamasis momentas lygus nuliui, vadinamas slėgio centru.*



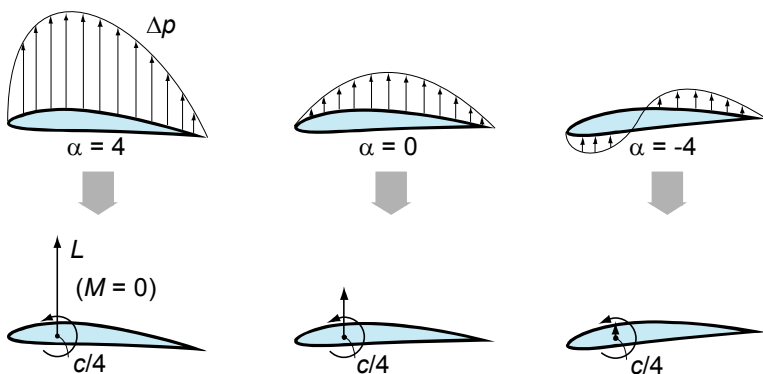
29 pav. Atstojamojo momento priklausomybė nuo atskaitos taško vietos

Slėgio centro vieta priklauso nuo profilio gaubtumo ir atakos kampo. Kai atakos kampas didėja, teigiamai gaubto profilio slėgio centras juda pirmyn (30 pav.). Kai atakos kampas mažėja, slėgio centras juda atgal. Kai keliamoji jėga artėja prie nulio, slėgio centras tolsta į begalybę.

Slėgio centro vieta priklauso nuo atakos kampo. Daug paprasčiau būtų sparno profilio jėgas ir momentus matuoti fiksuoto taško atžvilgiu. Kiekviename profilyje ant stygos yra taškas, kurio atžvilgiu momentas yra pastovus. Taškas, kurio atžvilgiu momentas nepriklauso nuo atakos kampo, vadinamas *aerodinaminio centru*. Aerodinaminis centras yra arti stygos ketvirčio. Kai kalbama apie aerodinaminį momentą, nenurodant atskaitos taško, tai turimas omenyje momentas aerodinaminio centro atžvilgiu (31 pav.).



30 pav. Teigiamai gaubto profilio slėgio centro priklausomybė nuo atakos kampo



31 pav. Atstojamoji jėga ir momentas aerodinaminio centro atžvilgiu

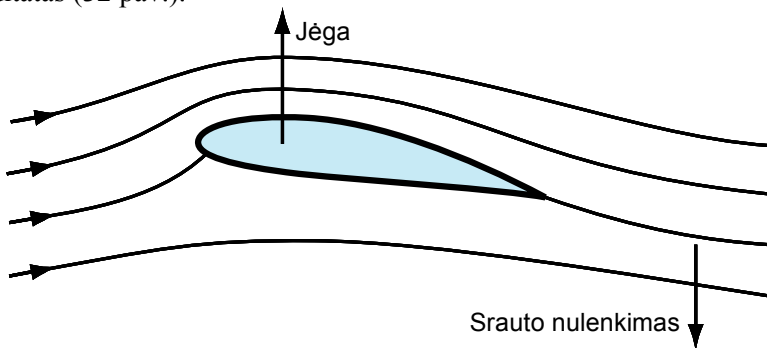
Aerodinaminis centras pasižymi dar viena savybe – jis yra keliamosios jėgos pokyčio veikimo taškas, kai keičiasi atakos kampas.

Simetrinio profilio aerodinaminis momentas aerodinaminio centro atžvilgiu yra lygus nuliui ir keičiantis atakos kampui jo vieta nesikeičia.

Teigiamai gaubto profilio aerodinaminis momentas aerodinaminio centro atžvilgiu yra neigiamas, t. y. veikia atakos kampo mažėjimo kryptimi.

1.2.5. Ryšys tarp keliamosios jėgos ir srauto nulenkimo

Pagal trečiąjį Niutono dėsnį veiksmas lygus atoveikiui. Šis dėsnis galioja ir keliamajai jėgai. Keliamoji jėga yra srauto nulenkimo rezultatas (32 pav.).



32 pav. Keliamoji jėga yra srauto nulenkimo žemyn rezultatas

1.2.6. Pasipriešinimas ir aerodinaminis pėdsakas

Aerodinaminės jėgos ir momentai susidaro dėl dviejų pagrindinių priežasčių: 1) dėl slėgio p pasiskirstymo kūno paviršiuje ir 2) dėl trinties τ pasiskirstymo kūno paviršiuje.

Trinties pasipriešinimas susidaro dėl oro klampumo. Trinties pasipriešinimas proporcingas oro srauto greičio kvadratui.

Slėgio pasipriešinimas susidaro dėl skirtumo tarp slėgio priekinėje kūno dalyje ir slėgio galinėje kūno dalyje. Slėgio pasipriešinimas priklauso nuo kūno formos.

Kai oro srautas apteka kūną, už jo susidaro aerodinaminis pėdsakas, kuriame srauto greitis yra mažesnis negu laisvajame sraute. Kuo platesnis aerodinaminis pėdsakas, tuo pasipriešinimas didesnis. Kuo mažesnis greitis aerodinaminiam pėdsakui, tuo pasipriešinimas yra didesnis.

1.2.7. Atakos kampo įtaka keliamajai jėgai

24 pav. ir 25 pav. parodytas slėgio pasiskirstymas simetrinio profilio paviršiuje esant dviem atakos kampams. 26–28 pav. parodytas slėgio pasiskirstymas gaubto profilio paviršiuje esant trimis atakos kampams. Iš jų matyti, kad, didėjant atakos kampui, didėja slėgio skirtumas tarp viršutinio ir apatinio paviršiaus. Vadinasi, didėjant atakos kampui, didėja keliamoji jėga.

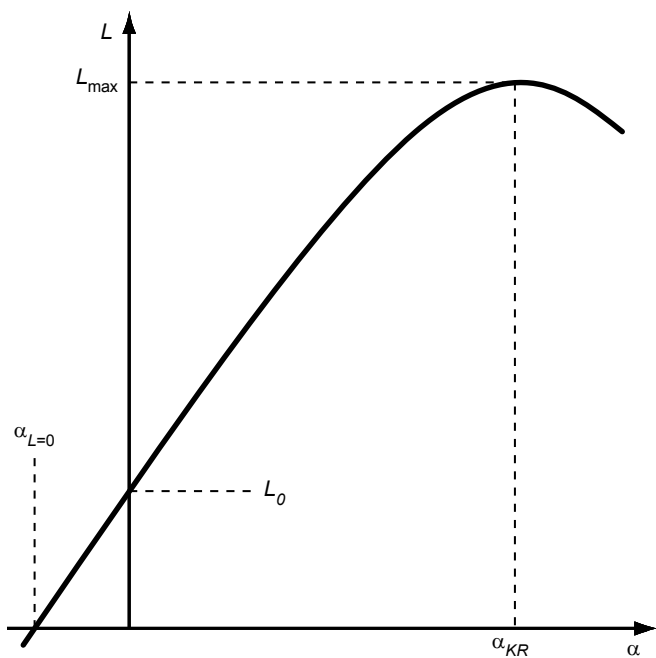
1.2.8. Srauto atitrūkimas esant dideliems atakos kampams

Kai atakos kampai yra nedideli, t. y. neviršija apie 10° , oro srautas yra prigludęs prie profilio paviršiaus. Kai atakos kampai didesni, srautas atitrūksta nuo viršutinio paviršiaus. Srauto atitrūkimas smulčiau bus nagrinėjamas 1.8.1 poskyryje.

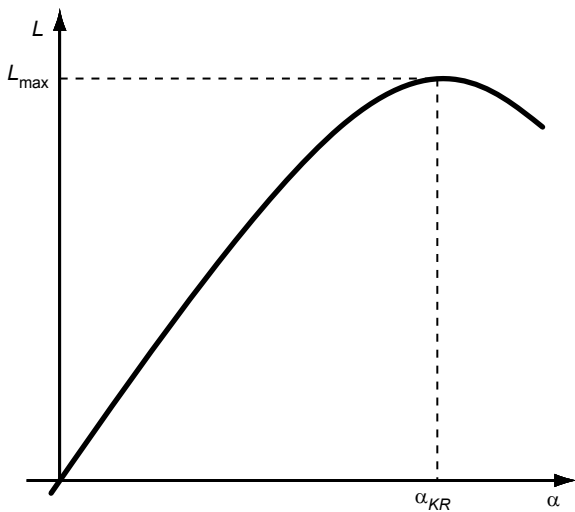
1.2.9. Keliamosios jėgos priklausomybės nuo α grafikas

Keliamosios jėgos kreivėje (33 pav.) yra keli svarbūs taškai. Taškas, kuriame kreivė kerta horizontaliąją ašį, atitinka nulinės keliamosios jėgos atakos kampą. Šis kampas žymimas $\alpha_{L=0}$. Keliamoji jėga, kuri susidaro, kai atakos kampas lygus nuliui, žymima L_0 . Didėjant atakos kampui, keliamoji jėga pradžioje didėja, pasiekia maksimumą ir pradeda mažėti. Maksimali keliamoji jėga žymima $L_{\max}$. Atakos kampas, kuriam esant keliamoji jėga yra maksimali, vadinamas kritiniu atakos kampu ir žymimas α_{KR} .

Simetrinio profilio keliamosios jėgos kreivė nuo gaubto profilio kreivės skiriasi tuo, kad simetrinio profilio keliamoji jėga lygi nuliui, kai atakos kampas lygus nuliui, t. y. kreivė eina per koordinačių pradžią. Simetrinio profilio keliamoji jėga dažniausiai yra mažesnė už gaubto profilio maksimalią keliamąją jėgą (34 pav.).



33 pav. Gaubto profilio keliamosios jėgos kreivė



34 pav. Simetrinio profilio keliamosios jėgos kreivė

1.3. Koeficientai

Aerodinaminės jėgos ir momentai priklauso nuo daugelio geometrinų ir oro srauto parametrų. Dažnai patogiau naudoti bedimensius koeficientus. Bedimensiai koeficientai priklauso nuo mažesnio skaičiaus parametrų. Bedimensiams koeficientams skaičiuoti reikia šių atskaitos dydžių:

Atskaitos plotas	S
Atskaitos ilgis	l
Dinaminis slėgis	$q_{\infty} = (\rho V_{\infty}^2)/2$

Atskaitos plotas ir atskaitos ilgis yra susitarimo reikalas ir priklauso nuo konkretaus kūno. Analizuojant lėktuvą, atskaitos plotu paprastai imamas sparno plotas, o atskaitos ilgiu sparno styga arba sparno mostas.

1.3.1. Keliamosios jėgos koeficientas c_l , C_L

Sparno atskiro pjūvio (profilio) aerodinaminių jėgų ir momentų koeficientai žymimi mažosiomis raidėmis, viso sparno arba lėktuvo aerodinaminiai koeficientai žymimi didžiosiomis raidėmis:

$$C_L = \frac{L}{q_{\infty} S}. \quad (16)$$

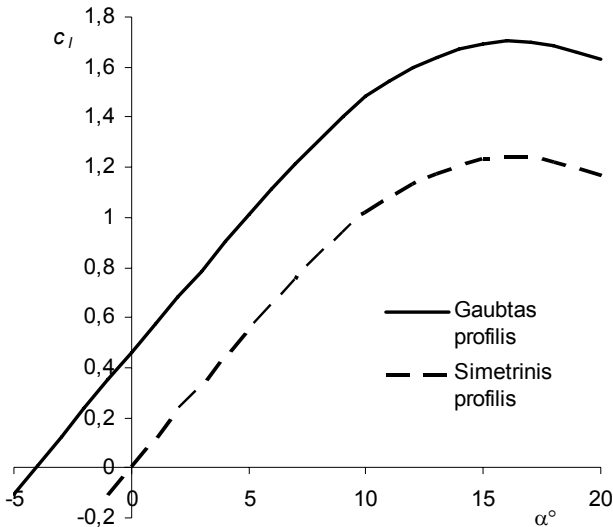
Iš (16) formulės galime gauti keliamosios jėgos išraišką

$$L = C_L \frac{\rho V_{\infty}^2}{2} S. \quad (17)$$

Iš (17) formulės matome, kad keliamoji jėga yra proporcinga kūno atskaitos plotui ir dinaminiam slėgiui, kuris lygus oro tankio ir laisvojo srauto greičio kvadrato sandaugos pusei. Proporcingumo koeficientas yra keliamosios jėgos koeficientas.

Iš keliamosios jėgos koeficiento grafiko galima nustatyti maksimalią keliamosios jėgos koeficiento reikšmę ir kritinį atakos kampą, kuriam esant keliamoji jėga yra maksimali.

Kritinio atakos kampo reikšmė priklauso nuo profilio formos ir srauto greičio. Daugelio profilių kritinis atakos kampas yra apie 15° – 16° .



35 pav. Simetrinio ir teigiamai gaubto profilio keliamosios jėgos koeficiento kreivė

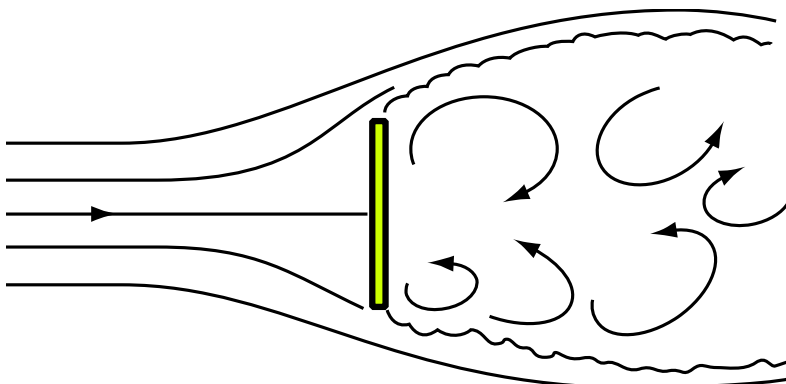
1.3.2. Pasipriešinimo koeficientas

$$C_D = \frac{D}{q_\infty S} . \quad (18)$$

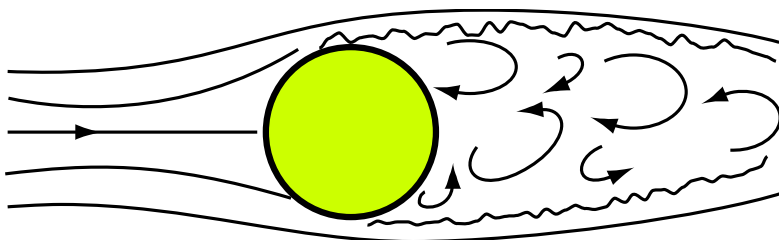
$$D = C_D \frac{\rho V_\infty^2}{2} S . \quad (19)$$

Iš (19) formulės matome, kad pasipriešinimo jėga yra proporcinga kūno atskaitos plotui ir dinaminiam slėgiui, kuris lygus oro tankio ir laisvojo srauto greičio kvadrato sandaugos pusei. Proporcingumo koeficientas yra pasipriešinimo koeficientas.

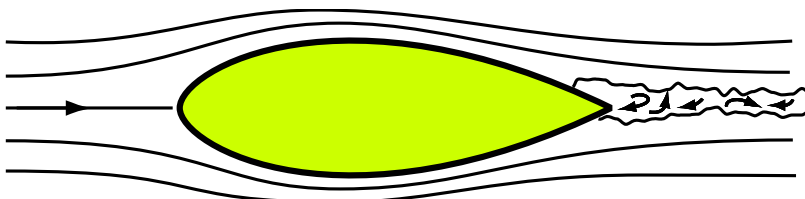
Pasipriešinimo koeficientas priklauso nuo kūno formos ir nuo jo padėties sraute. Kūno forma turi labai didelės įtakos kūno pasipriešinimo koeficientui. 36–38 pav. parodyta trijų kūnų aptekėjimo srovės linijos ir nurodyti pasipriešinimo koeficientai. Pasipriešinimo koeficientai apskaičiuoti pagal atskaitos plotą – maksimalų skerspjūvio plotą statmenai srautui.



36 pav. Plokštelė, statmena srautui $C_D = 2,0$



37 pav. Apvalaus cilindro aptekėjimas $C_D = 1,2$



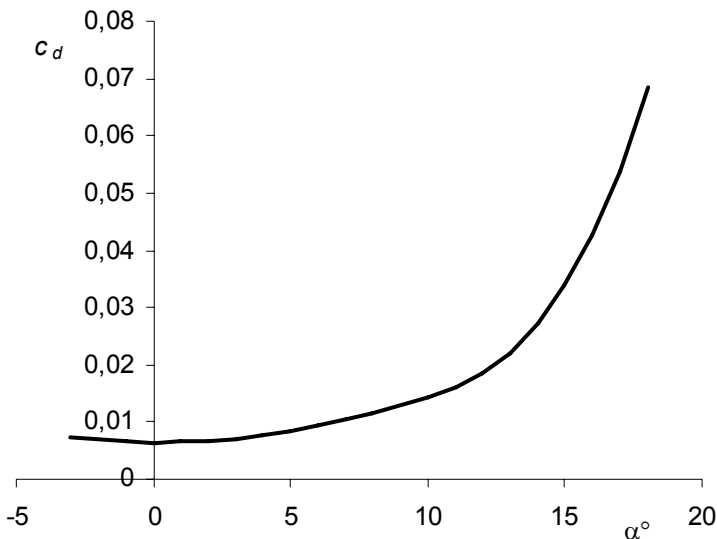
38 pav. Aptakaus kūno srautas $C_D = 0,12$

Lemiamos įtakos pasipriešinimo koeficientui turi atitrūkusio srauto srities dydis. Pvz., apvalaus cilindro pasipriešinimas yra dešimt kartų didesnis už aptakaus kūno pasipriešinimą, nes už apvalaus cilindro susidaro didelė atitrūkusio srauto sritis.

Iš (19) formulės išplaukia svarbi išvada: pasipriešinimo jėga proporcinga greičio kvadratui. Pvz., jeigu greitis padidėja du kartus, pasipriešinimo jėga padidėja keturis kartus.

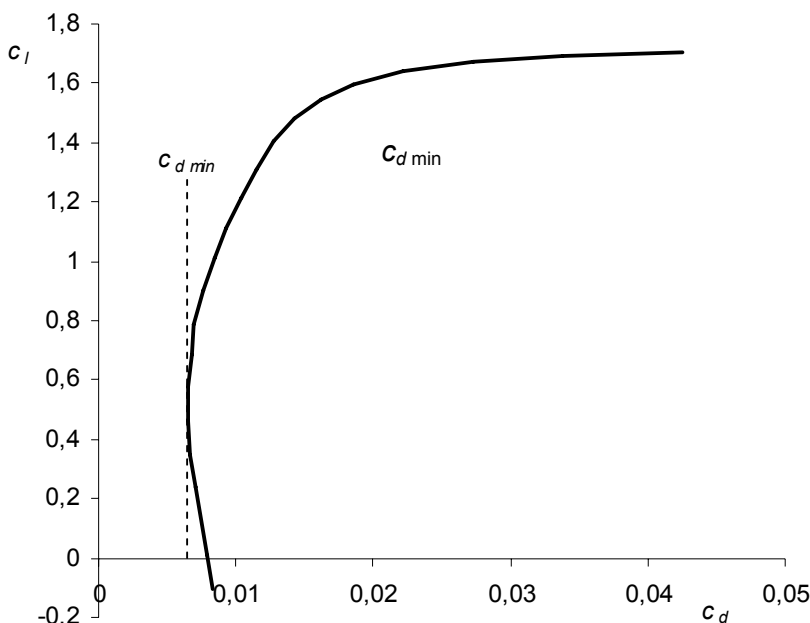
Iš pasipriešinimo formulės matyti, kad pasipriešinimo jėga proporcinga oro tankiui. Didėjant skrydžio aukščiui, tankis mažėja. Esant tokiam pačiam greičiui, didesniame aukštyje pasipriešinimo jėga bus mažesnė.

39 pav. parodyta profilio pasipriešinimo koeficiento priklausomybė nuo atakos kampo. Ši priklausomybė kartu su keliamosios jėgos koeficiento kreive (35 pav.) yra pagrindinės profilio aerodinaminės charakteristikos.



39 pav. Profilio pasipriešinimo koeficiento priklausomybė nuo atakos kampo

Gerokai patogiau naudoti ne atskiras $c_l(\alpha)$ ir $c_d(\alpha)$ priklausomybes, bet vieną, t. y. keliamosios ir pasipriešinimo jėgos koeficientų tarpusavio priklausomybę, kuri parodyta 40 pav. Tai yra profilio poliarė.



40 pav. Profilio poliarė

Išvedus vertikalią liestinę poliarėi, gaunama minimali pasipriešinimo koeficiento reikšmė, kuri parodyta 40 pav.

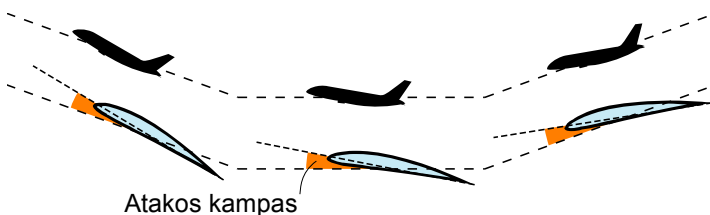
Keliamosios jėgos koeficiento ir pasipriešinimo koeficiento santykis vadinamas aerodinamine kokybe ir žymimas raide E . Svarbi kiekvieno kūno aerodinaminė charakteristika yra maksimali aerodinaminė kokybė.

$$E = \frac{c_l}{c_d}. \quad (20)$$

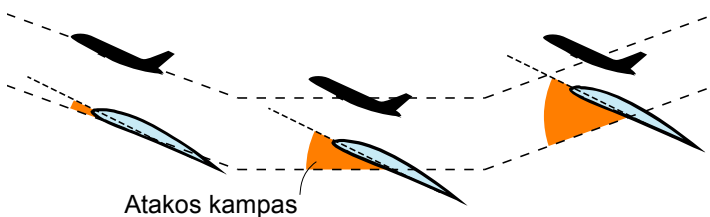
Įvairių sparno profilių maksimalios aerodinaminės kokybės reikšmės būna maždaug nuo 100 iki 200.

1.4. Erdvinis lėktuvo aptekėjimas

Atakos kampas yra tarp oro srauto ir profilio stygos, polinkio kampas yra tarp liemens išilginės ašies ir horizontaliosios plokštumos (41 ir 42 pav.).

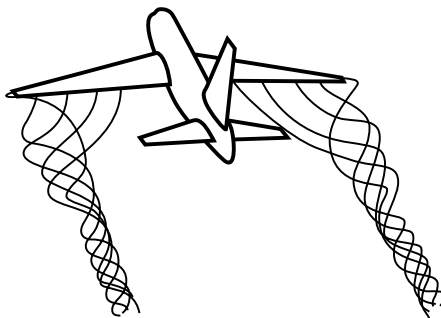


41 pav. Atakos kampas pastovus, polinkio kampas kinta



42 pav. Polinkio kampas pastovus, atakos kampas kinta

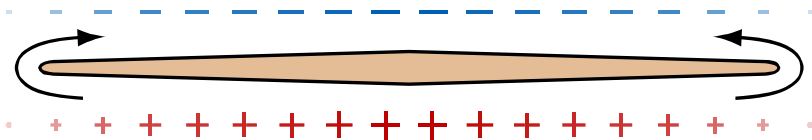
1.4.1. Srovės linijų vaizdas (43 pav.)



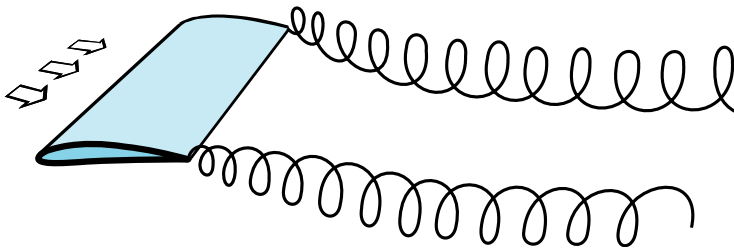
43 pav. Trimatis (erdvinis) srautas

44 pav. parodytas sparno vaizdas iš galo. Kadangi virš sparno slėgis yra sumažėjęs, o žemiau jo padidėjęs, srautas sparno apačioje nukrypsta į išorę, apeina sparno galus ir virš jo nukrypsta į vidų. Nuo sparno galinės briaunos nueina sūkurių sluoksnis, kuris susisuka į du galinius sūkurius.

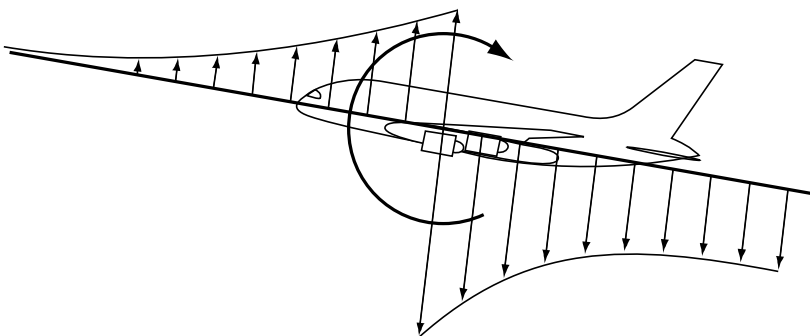
Nuo sparno galinės briaunos nueina sūkurių sluoksnis, kuris susisuka į du laisvuosius sūkurius (45 pav.).



44 pav. Srautas sparno mosto kryptimi



45 pav. Laisvieji sparno sūkuriai

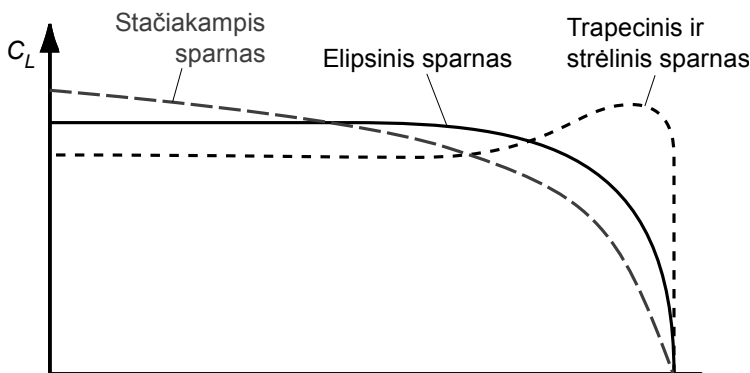


46 pav. Srauto pakilimas ir nulenkimas dėl sparno sūkurių

Kuo didesnė keliamoji jėga, tuo didesnis slėgių skirtumas tarp viršutinio ir apatinio paviršiaus ir tuo stipresnis yra galinių sūkurių intensyvumas. Didėjant atakos kampui didėja keliamoji jėga ir kartu didėja sūkurių intensyvumas.

Dėl sūkurių efekto, kurį sudaro sparnas, srautas prieš sparną pakyla, o už jo leidžiasi. Dėl laisvųjų sūkurių efekto srauto nulenkimas išlieka (46 pav.).

Sparno keliamosios jėgos kitimas išilgai su sparnu priklauso nuo sparno horizontaliosios projekcijos formos. Ypatingą vietą sparno aerodinamikoje užima elipsinis sparnas. Viena iš elipsinio sparno ypatybių yra ta, kad jame atskirų pjūvių keliamosios jėgos koeficientas yra pastovus beveik iki pat sparno galo. 47 pav. parodytas stačiakampio, elipsinio ir trapecinio sparno keliamosios jėgos koeficiento kitimas per visą sparno ilgį.



47 pav. Sparno formos įtaka keliamosios jėgos kitimui per visą sparno ilgį

Nuo lėktuvo sparnų nueinantys sūkurių yra sparno keliamosios jėgos rezultatas. Šie sūkurių leidžiasi žemyn nuo skrydžio trajektorijos iki 150–300 m ir tęsiasi iki 16 km paskui lėktuvą. Jie yra pavojingi į juos įskrendantiems kitiems lėktuvams. Sūkurių intensyvumą lemia tokie parametrai:

- 1) lėktuvo svoris; kuo jis didesnis, tuo stipresni sūkurių;

- 2) sparnų mostas lemia atstumą tarp dviejų sūkurių paskui lėktuvą;
- 3) skrydžio greitis; kuo jis mažesnis, tuo stipresni sūkuriai;
- 4) lėktuvo konfigūracija; kai ji yra „švari“, t. y. kai važiuoklė ir užsparniai įtraukti, sūkuriai yra stipriausi;
- 5) atakos kampas; kuo jis didesnis, tuo stipresni sūkuriai.

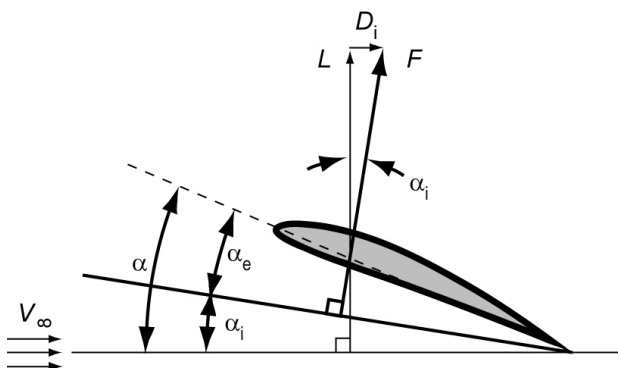
Išleidus užsparnius, sūkuriai yra silpnesni, nes susidaro ne du, bet keturi sūkuriai, kurių intensyvumas išsiskirsto.

Sūkurių intensyvumą lemia tokie parametrai:

- 1) lėktuvo svoris; kuo jis didesnis, tuo stipresni sūkuriai;
- 2) sparnų mostas lemia atstumą tarp dviejų sūkurių paskui lėktuvą;
- 3) skrydžio greitis; kuo jis mažesnis, tuo stipresni sūkuriai;
- 4) lėktuvo konfigūracija; kai ji yra „švari“, t. y. kai važiuoklė ir užsparniai įtraukti, sūkuriai yra stipriausi;
- 5) atakos kampas; kuo jis didesnis, tuo stipresni sūkuriai.

1.4.2. Indukcinis pasipriešinimas

Indukcinio pasipriešinimo priežastis yra sparno keliamoji jėga. Oras sparną kelia aukštyn, o sparnas orą spaudžia žemyn (veiksmas lygus atoveikiui). Oro srautą žemyn nulenkia laisvieji sparno sūkuriai, nueinantys nuo sparnų. Srauto nulenkimo schema parodyta 48 pav. Kampas tarp sparno stygos ir laisvojo srauto krypties yra geometrinis atakos kampas α . Laisvieji sparno sūkuriai srautą nulenkia žemyn kampu α_i , t. y. laisvieji sūkuriai indukuoja šį srauto nulenkimą. Todėl srauto nulenkimo kampas vadinamas indukciniu atakos kampu. Keliamoji jėga yra statmena vietinei srauto kryptčiai. Ją mes vadinsime lokaline keliamąja jėga F . Šią lokalinę keliamąją jėgą F galima suprojektuoti į skrydžio kryptį, t. y. į laisvojo srauto kryptį V_∞ ir statmenį laisvojo srauto kryptčiai. Jėgos F projekcija į statmenį laisvojo srauto kryptčiai yra tikroji keliamoji jėga L . Jėgos F projekcija į laisvojo srauto kryptį yra papildoma pasipriešinimo jėga. Kadan-



48 pav. Indukcinis atakos kampas

gi šią pasipriešinimo jėgą indukuoja laisvieji sūkuriai, ji vadinama indukcinio pasipriešinimo jėga.

Indukcinio pasipriešinimo koeficientas yra lygus keliamosios jėgos koeficiento projekcijai į laisvojo srauto kryptį:

$$C_{Di} = C_L \sin \alpha_i. \quad (21)$$

Indukcinis atakos kampas α_i yra proporcingas keliamosios jėgos koeficientui C_L ir atvirkščiai proporcingas sparno proilgiui A . Jei atakos kampas matuojamas radianais, tai elipsinio sparno proporcingumo koeficientas yra $1/\pi$.

$$\alpha_i = \frac{C_L}{\pi A}. \quad (22)$$

Kadangi indukcinis atakos kampas yra mažas, tai kampas, išreikštas radianais, apytiksliai lygus kampo sinusui. Tad iš (21) ir (22) formulių gauname elipsinio sparno indukcinio pasipriešinimo koeficientą:

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi A}. \quad (23)$$

Bet kokios formos sparno indukcinio pasipriešinimo koeficientas apskaičiuojamas pagal formulę:

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi A} (1 + \delta). \quad (24)$$

Koeficientu δ įvertinama sparno formos įtaka indukciniam pasipriešinimui.

Panašiai galima išvesti ir indukcinio pasipriešinimo jėgos formulę. Indukcinio pasipriešinimo jėga yra lygi lokalinės keliamosios jėgos F projekcijai į laisvojo srauto kryptį. Horizontaliojo skrydžio metu lokalinė keliamoji jėga apytiksliai lygi lėktuvo svoriui W . Įvertindami, kad indukcinis atakos kampas, išreikštas radianais, apytiksliai lygus sinusui, gauname indukcinį pasipriešinimą:

$$D_i = F \sin \alpha_i = W \frac{C_L}{\pi A}. \quad (25)$$

Sparno proilgis yra lygus sparno mosto kvadrato ir sparno ploto santykiui $A = b^2/S$. Keliamosios jėgos koeficientas priklauso nuo skrydžio greičio. Jį galima gauti iš keliamosios jėgos formulės (17), įvertinant tai, kad horizontaliojo skrydžio metu keliamoji jėga yra lygi lėktuvo svoriui:

$$C_L = \frac{2W}{\rho V_\infty^2 S}. \quad (26)$$

Įrašę šią lygtį į indukcinio pasipriešinimo jėgos lygtį (25) ir įvertinę sparno proilgio išraišką, gauname:

$$D_i = \left(\frac{W}{b} \right)^2 \frac{2}{\rho V_\infty^2}. \quad (27)$$

Tai yra elipsinio sparno indukcinio pasipriešinimo jėga horizontaliojo lėktuvo skrydžio metu. Bet kokios formos sparno indukcinio pasipriešinimo jėga yra lygi:

$$D_i = \left(\frac{W}{b} \right)^2 \frac{2}{\rho V_\infty^2} (1 + \delta). \quad (28)$$

Koeficientu δ įvertinama sparno formos įtaka indukciniam pasipriešinimui.

Iš (28) matyti, nuo kokių parametrų priklauso indukcinis pasipriešinimas, tai: lėktuvo svoris W , sparnų mostas b , skrydžio greitis V , oro tankis ρ , kuris priklauso nuo skrydžio aukščio, ir sparno forma δ . Kadangi santykinė sparno mosto apkrova (W/b) ir skrydžio greitis V į indukcinio pasipriešinimo formulę įeina antruoju laipsniu, tai jie yra pagrindiniai parametrai, nuo kurių priklauso indukcinis pasipriešinimas. Didėjant santykynei sparno mosto apkrovai (W/b) , indukcinis pasipriešinimas didėja. Didėjant skrydžio greičiui, indukcinis pasipriešinimas mažėja.

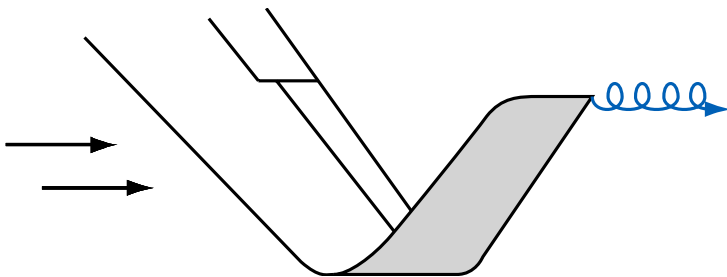
Lėktuvo svoris proporcingas lėktuvo masei. Didėjant lėktuvo masei, didėja ir jo svoris, o kartu didėja ir santykinė sparno mosto apkrova. Didėjant santykynei sparno mosto apkrovai, indukcinis pasipriešinimas didėja.

Sparno proilgis įeina į indukcinio pasipriešinimo koeficiento formulę (23) vardiklyje. Didėjant sparno proilgiui, indukcinio pasipriešinimo koeficientas mažėja. Tačiau indukcinio pasipriešinimo jėga apskaičiuojama pagal (27) arba (28) formulę ir nuo sparno proilgio tiesiogiai nepriklauso.

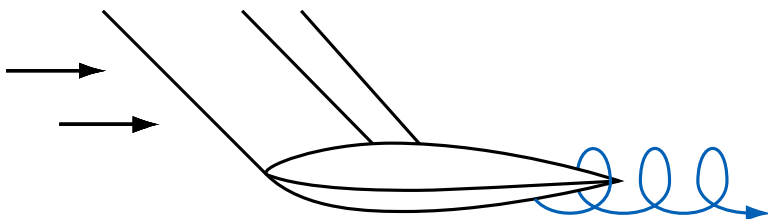
Dauguma šiuolaikinių lėktuvų yra su vertikaliais sparnų galiukais (49 pav.). Jų paskirtis – mažinti indukcinį pasipriešinimą. Kai sparnas yra su vertikaliais sparnų galiukais, tai atstumas tarp laisvųjų sūkurių truputį padidėja. Susidaro ilgesnio sparno mosto efektas. Vertikalūs sparnų galiukai sumažina koeficientą δ (24) ir (28) formulėse.

Bakai sparnų galuose duoda panašų (nors ir gerokai mažesnį) efektą, kaip ir vertikalūs sparnų galiukai (50 pav.).

Iš (28) formulės matyti, kad, esant konkrečiam greičiui, didžiausios įtakos indukciniam pasipriešinimui turi lėktuvo svorio ir sparno svorio santykis.



49 pav. Vertikalūs sparnų galiukai (*winglets*)



50 pav. Bakai sparnų galuose

Jeigu sparnas yra plokščias (be vertikalių sparnelių) ir be bakų sparno galuose, tai mažiausią indukcinį pasipriešinimą turi elipsinis sparnas. Tačiau esminės įtakos čia turi ne pati sparno forma, bet keliamosios jėgos kitimas per visą sparno ilgį. Bet kokios formos sparnui esant konkrečiam atakos kampui galima parinkti tokį susukimą išilgai su sparnu (t. y. tokį profilių tvirtinimo kampo kitimą per visą sparno ilgį), kad keliamoji jėga per visą sparno ilgį kistų pagal elipsės dėsnį. Tokio sparno indukcinis pasipriešinimas būtų toks pat kaip ir elipsinio sparno, bet tik esant vienam atakos kampui.

Iš (28) formulės matyti, kad indukcinio pasipriešinimo jėga yra atvirkščiai proporcinga greičio kvadratui. Didėjant skrydžio greičiui, indukcinio pasipriešinimo jėga mažėja.

Iš (28) formulės matyti, kad indukcinio pasipriešinimo jėga nepriklauso nuo sparno proilgio, bet priklauso nuo santykinės sparno mosto apkrovos.

Indukcinio pasipriešinimo jėgos formulėje (28) koeficientu δ įvertinama sparno formos įtaka indukciniam pasipriešinimui. Jeigu

sparno horizontaliosios projekcijos forma yra elipsė, tai šis koeficientas yra lygus nuliui. Bet elipsinį sparną sunkiau pagaminti. Stačiakampės formos sparną pagaminti lengviau, bet jo indukcinis pasipriešinimas yra didesnis. Todėl dažniausiai taikomas tarpinis variantas – naudojami trapeciniai sparnai. Trapecinių sparnų gamyba yra paprastesnė negu elipsinių, o jų indukcinis pasipriešinimas tik truputį viršija elipsinių sparnų indukcinį pasipriešinimą.

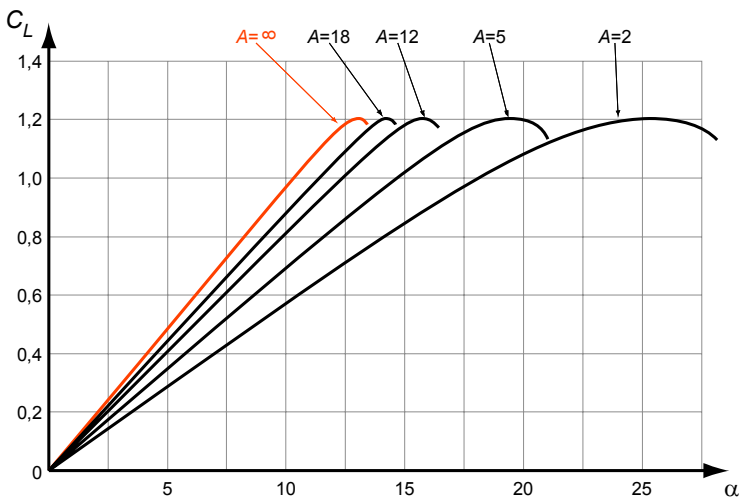
Kai lėktuvas atlieka virą, jo keliamoji jėga yra didesnė už svorio jėgą (apie virą smulkiau žr. 8.15). Kuo didesnis lėktuvo posvyrio kampas, tuo didesnė keliamoji jėga, esant tam pačiam skrydžio greičiui. Todėl atliekant virą posvyrio kampo įtaka yra panaši į lėktuvo svorio įtaką. Didėjant posvyrio kampui, indukcinis pasipriešinimas didėja.

Indukcinio pasipriešinimo koeficiento išraiška pateikta (23) formulėje. Indukcinio pasipriešinimo koeficientas yra proporcingas keliamosios jėgos koeficiento kvadratui ir atvirkščiai proporcingas sparno proilgiui.

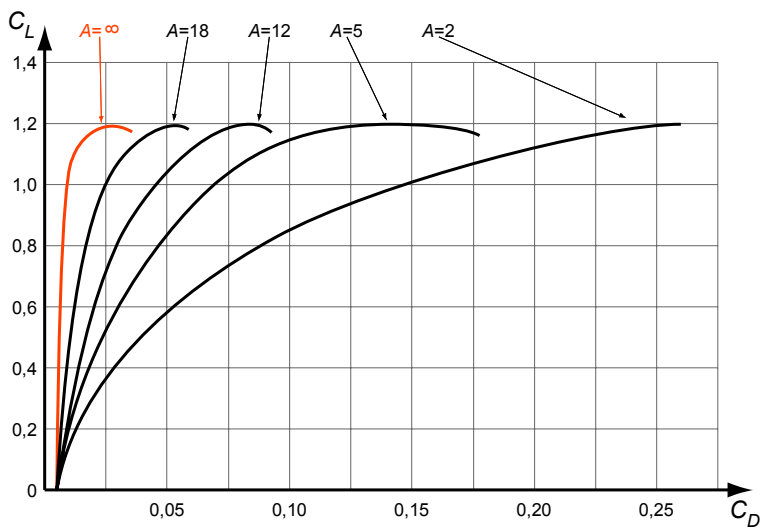
Kai atakos kampai nedideli, atakos kampo ir keliamosios jėgos koeficiento priklausomybė yra tiesinė. Todėl indukcinio pasipriešinimo koeficientas yra proporcingas atakos kampo kvadratui.

Iš 48 pav. matome, kad efektyvus sparno atakos kampas α_e yra mažesnis už geometrinį atakos kampą. Kuo mažesnis sparno proilgis, tuo didesnis skirtumas tarp geometrinio ir efektyvaus atakos kampo. Vadinas, esant tokiam pačiam keliamosios jėgos koeficientui, mažo proilgio sparno atakos kampas turi būti didesnis. Kuo mažesnis sparno proilgis, tuo lėkštesnė keliamosios jėgos koeficiento kreivė, kaip parodyta 51 pav.

Iš (24) formulės matome, kad, esant pastoviam keliamosios jėgos koeficientui, indukcinis pasipriešinimas yra atvirkščiai proporcingas sparno proilgiui. Sparno proilgio įtaka lėktuvo poliarei parodyta 52 pav. Kuo mažesnis sparno proilgis, tuo labiau poliarė palinkusi didesnio pasipriešinimo link ir esant dideliems keliamosios jėgos koeficientams pasipriešinimas yra gerokai didesnis.



51 pav. Sparno proilgio įtaka keliamosios jėgos koeficiento kreivei

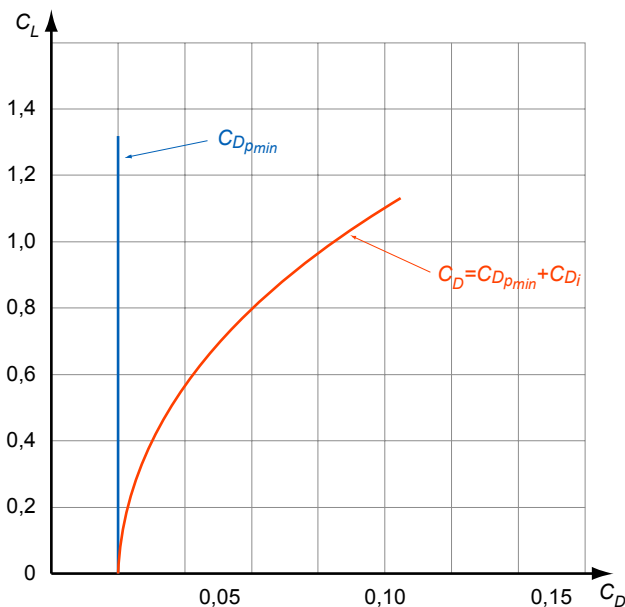


52 pav. Sparno proilgio įtaka lėktuvo poliarei

Lėktuvo poliarę galima išreikšti labai paprasta formule:

$$C_D = C_{D0} + K \cdot C_L^2; \quad (29)$$

čia C_D – lėktuvo pasipriešinimo koeficientas; C_{D0} – lėktuvo pasipriešinimo koeficientas, kai keliamoji jėga lygi nuliui; K – koeficientas, kuriuo įvertinama keliamosios jėgos koeficiento įtaka pasipriešinimo koeficientui; C_L – keliamosios jėgos koeficientas. Kadangi (29) formulė yra poliarės išraiška, tai ji vadinama paraboline poliare. Jos grafikas parodytas (53 pav.).



53 pav. Parabolinė poliarė

1.5. Visas pasipriešinimas

Žalingas (parazitinis) pasipriešinimas

Lėktuvo pasipriešinimą galima suskirstyti į dvi dalis: žalingą (parazitinį) pasipriešinimą ir pasipriešinimą, susijusį su keliamąja jėga.

Žalingą pasipriešinimą galima suskirstyti į šias dalis:

Trinties pasipriešinimas, kurio priežastis yra oro klampumas. Oro klampumas pasireiškia tikrai pasienio sluoksnyje.

Slėgio (formos) pasipriešinimas. Šis pasipriešinimas susijęs su slėgio jėgų skirtumu prieš kūną ir už jo. Jeigu srautas kūną apteka neatitūrkdamas nuo paviršiaus, tai slėgio pasipriešinimas yra labai mažas (38 pav.). Jeigu kūnas yra neaptakios formos ir srautas už jo atitūrksta, slėgio pasipriešinimas yra didelis (36 pav.).

Interferencinis pasipriešinimas susijęs su atskirų lėktuvo dalių įtaka viena kitai. Pavyzdžiui, sparno ir liemens sistemos pasipriešinimas yra didesnis už sparno ir liemens pasipriešinimų sumą.

Žalingas (parazitinis) pasipriešinimas D_p apskaičiuojamas pagal formulę:

$$D_p = C_{Dp} \frac{\rho V_\infty^2}{2} S. \quad (30)$$

Iš formulės matome, kad žalingas pasipriešinimas yra proporcingas skrydžio greičio kvadratui.

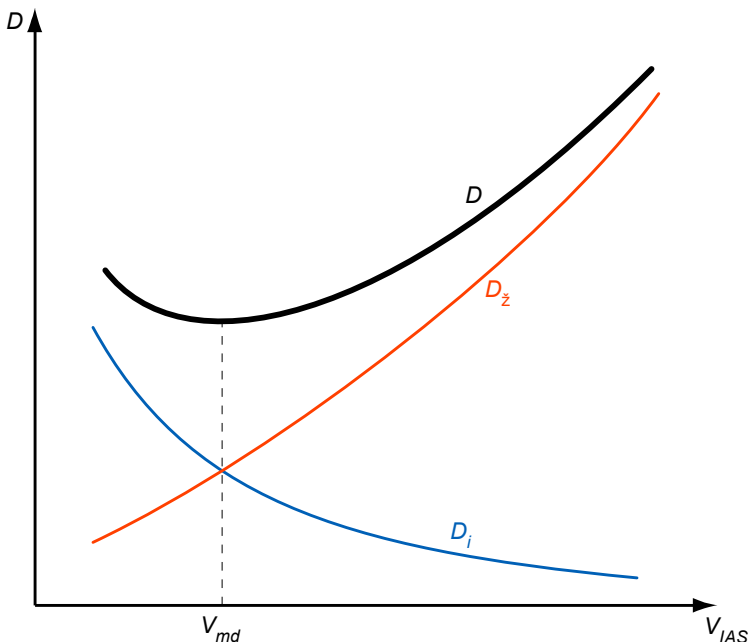
Visas lėktuvo pasipriešinimas yra lygus žalingo (parazitinio) ir indukcinio pasipriešinimo sumai. Žalingas (parazitinis) pasipriešinimas yra proporcingas skrydžio greičio kvadratui. Indukcinis pasipriešinimas yra atvirkščiai proporcingas greičio kvadratui. Šios priklausomybės horizontaliojo skrydžio metu yra parodytos 54 pav.

Indukcinio ir viso pasipriešinimo formules perrašykime taip, kad jose būtų prietaisinis greitis V_{IAS} . Įvertinkime, kad greičio prietaisai kalibruojami pagal standartinės atmosferos tankį jūros lygyje ρ_0 :

$$D_i = \left(\frac{W}{b} \right)^2 \frac{2}{\rho_0 V_{IAS}^2} (1 + \delta) \quad (31)$$

ir

$$D_p = C_{Dp} \frac{\rho_0 V_{IAS}^2}{2} S. \quad (32)$$



54 pav. Visas lėktuvo pasipriešinimas ir jo dalys

Visas lėktuvo pasipriešinimas yra žalingo ir indukcinio pasipriešinimo suma:

$$D = D_P + D_i = C_{Dp} \frac{\rho_0 V_{IAS}^2}{2} S + \left(\frac{W}{b} \right)^2 \frac{2}{\rho_0 V_{IAS}^2} (1 + \delta). \quad (33)$$

54 pav. parodyta lėktuvo viso pasipriešinimo ir jo dalių priklausomybė nuo prietaisinio greičio V_{IAS} . Kai skrydžio greitis mažas, dominuoja indukcinis pasipriešinimas, kuris mažėja, didėjant greičiui. Todėl, kai greitis mažas, visas pasipriešinimas mažėja. Kai skrydžio greitis didelis, dominuoja žalingas pasipriešinimas, kuris didėja, didėjant greičiui. Todėl, kai greitis didelis, visas pasipriešinimas didėja.

Greitis, kuriuo skrendant visas pasipriešinimas yra minimalus, žymimas V_{md} (*minimum drag*). Kai visas pasipriešinimas yra mini-

malus, indukcinis pasipriešinimas ir žalingas pasipriešinimas yra vienodo dydžio. Kadangi horizontaliojo skrydžio metu keliamoji jėga visada yra pastovi ir lygi lėktuvo svoriui, tai aerodinaminė kokybė $E = L/D$ yra maksimali tada, kai pasipriešinimas yra minimalus. Vadinasi, minimalaus pasipriešinimo greitis V_{md} yra ir maksimalios aerodinaminės kokybės greitis.

Analizuodami indukcinio pasipriešinimo formulę (31) ir žalingo pasipriešinimo formulę (32) matome, kad indukcinis pasipriešinimas priklauso nuo lėktuvo svorio, o žalingas pasipriešinimas nepriklauso nuo svorio. Skrydžio metu variklis naudoja kurą ir lėktuvo svoris vis mažėja. Sumažėjus lėktuvo svoriui, indukcinis pasipriešinimas sumažės, o žalingas pasipriešinimas liks nepakitęs. Kadangi indukcinis pasipriešinimas dominuoja esant mažiems greičiams, tai esant dideliems greičiams svorio įtaka visam lėktuvo pasipriešinimui bus nedidelė. Tai parodyta 55 pav. Sumažėjus lėktuvo svoriui, sumažėja ir minimalaus pasipriešinimo greitis V_{md} .

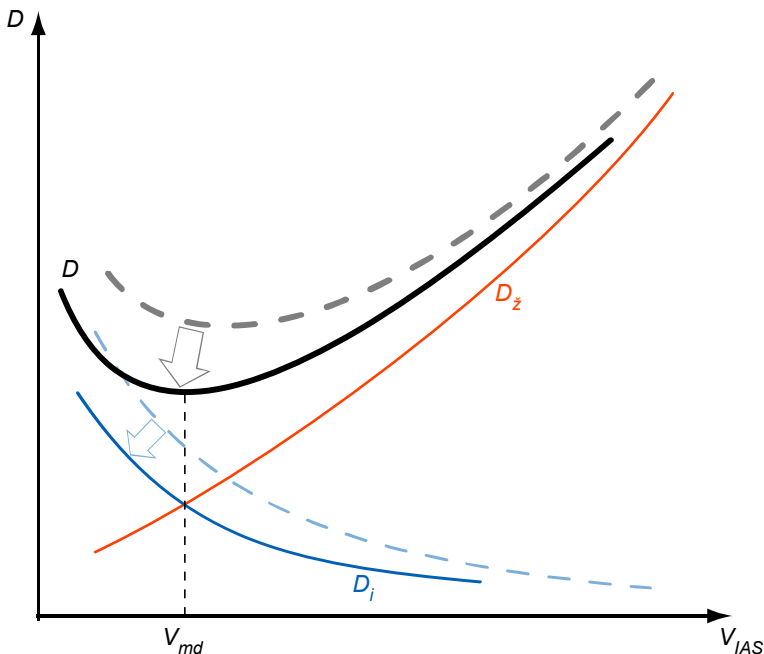
Visą lėktuvo pasipriešinimą galima išreikšti iš aerodinaminės kokybės $E = L/D$, įvertinus tai, kad horizontaliojo skrydžio metu keliamoji jėga L yra lygi lėktuvo svoriui W :

$$D = \frac{W}{E}. \quad (34)$$

Prietaisinį greitį galime gauti iš keliamosios jėgos formulės:

$$V_{LAS} = \sqrt{\frac{2W}{C_L \rho_0 S}}. \quad (35)$$

Kiekvieną atakos kampą atitinka keliamosios jėgos koeficiento C_L ir aerodinaminės kokybės E reikšmė. Galima apskaičiuoti skirtingų atakos kampų D ir V_{LAS} reikšmes ir nubrėžti grafiką. Iš (34) ir (35) formulių matyti, kad D ir V_{LAS} nuo faktinio oro tankio skrydžio aukštyje nepriklauso. Vadinasi, šis grafikas visiems aukščiams bus vienodas.



55 pav. Svorio sumažėjimo įtaka lėktuvo pasipriešinimui

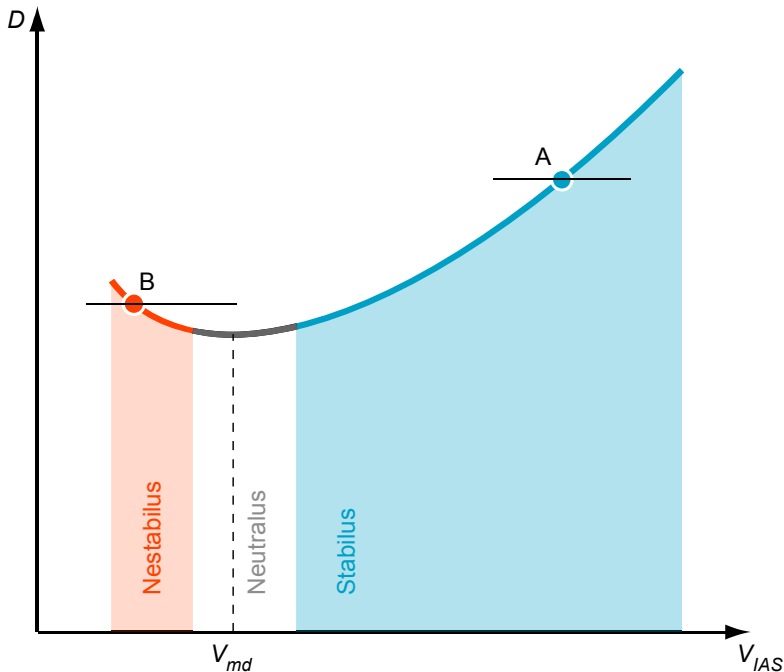
Tikrąjį greitį galime gauti iš keliamosios jėgos formulės:

$$V_{TAS} = \sqrt{\frac{2W}{C_L \rho S}}. \quad (36)$$

Skirtingiems atakos kampams pagal formules (34) ir (36) galima apskaičiuoti D ir V_{TAS} reikšmes ir nubrėžti grafiką. Iš formulės (34) matome, kad, esant pastoviam atakos kampui, lėktuvo pasipriešinimas D nuo skrydžio aukščio nepriklauso. Iš (36) formulės matome, kad kai atakos kampas pastovus, didėjant skrydžio aukščiui ir mažėjant oro tankiui, tikrasis skrydžio greitis didėja. Vadinasi, pasipriešinimo priklausomybės nuo tikrojo greičio grafikas didėjant aukščiui pasislenka didesnių greičių kryptimi.

Kai lėktuvas skrenda horizontaliai pastoviu greičiu, jį veikiančių jėgų suma turi būti lygi nuliui. Lėktuvo pasipriešinimo jėgą atsveria

variklio traukos jėga. Todėl sakoma, kad lėktuvo pasipriešinimo jėga yra lygi reikiamai traukai horizontaliojo skrydžio metu. 56 pav. vėl parodytas pasipriešinimo nuo prietaisinio greičio grafikas. Vertikaliuoji ašis yra pasipriešinimas, arba reikiama trauka.



56 pav. Stabilumo pagal greitį analizė

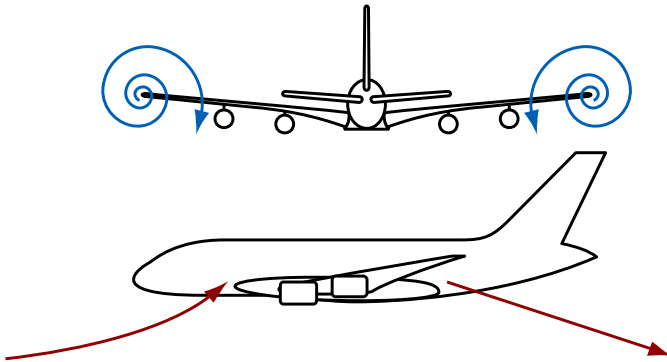
Išsivaizduokime, kad lėktuvas skrenda horizontaliai pastoviu greičiu. Jeigu skrydžio greitis staigiai pasikeičia, o variklio valdymo svertai išlieka pradinėje padėtyje, tai gali susidaryti traukos perteklius arba traukos trūkumas. Tarkim, lėktuvas skrenda greičiu, kurį atitinka taškas A. Padidėjus greičiui, susidarys traukos trūkumas, lėktuvo greitis pradės mažėti ir be piloto įsikišimo sugrįš į pradinę būklę. Nuo taško A sumažėjus greičiui, susidarys traukos perteklius, lėktuvo greitis pradės didėti ir be piloto įsikišimo sugrįš į pradinę būklę. Vadinasi, esant šiam greičių diapazonui, lėktuvo traukos ir pasipriešinimo jėgų pusiausvyra yra stabili.

Jeigu pradinis lėktuvo režimas yra taškas B, tai, padidėjus greičiui, susidarys traukos perteklius, lėktuvo greitis ims didėti ir be piloto įsikišimo nesugrįš į pradinę būklę. Nuo taško B sumažėjus greičiui, susidarys traukos trūkumas, lėktuvo greitis ims mažėti ir be piloto įsikišimo nesugrįš į pradinę būklę. Vadinasi, esant šiam greičių diapazonui, lėktuvo traukos ir pasipriešinimo jėgų pusiausvyra yra nestabili.

Kai lėktuvo skrydžio greitis yra mažesnis už minimalaus pasipriešinimo greitį V_{md} , lėktuvas yra nestabilus pagal greitį. Kai lėktuvo skrydžio greitis yra didesnis už minimalaus pasipriešinimo greitį V_{md} , lėktuvas yra stabilus pagal greitį. Kai lėktuvo greitis yra artimas minimalaus pasipriešinimo greičiui V_{md} , lėktuvo stabilumas pagal greitį yra neutralus.

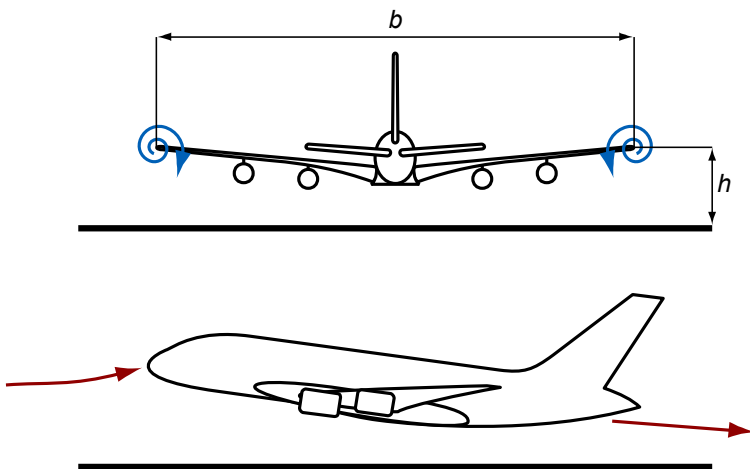
1.6. Žemės ekrano įtaka

Lėktuvo kilimo ir tūpimo metu, kai sparnai yra mažame aukštyje, žemės ekrano efektas turi įtakos laisvųjų sūkurių susidarymui. 57 pav. parodyti lėktuvo sūkuriai, srauto pakilimas ir nulenkinimas, kai lėktuvas skrenda aukštai.



57 pav. Lėktuvo aptekėjimas be žemės ekrano efekto

58 pav. parodyti sūkuriai, srauto pakilimas ir nulenkinimas, kai lėktuvas skrenda prie pat žemės kilimo arba nusileidimo metu. Žemės ekranas sumažina srauto nulenkimą.



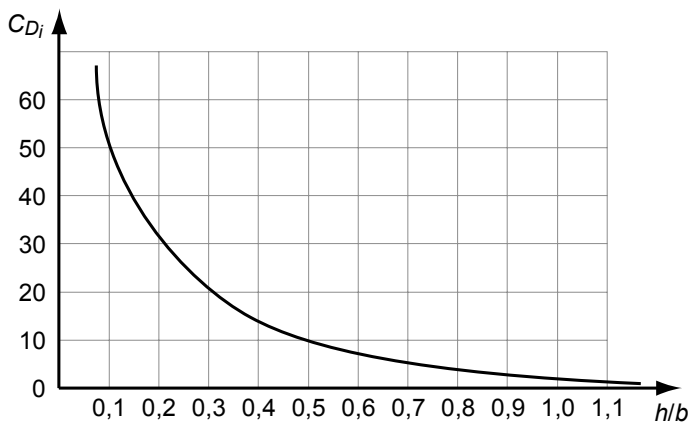
58 pav. Lėktuvo aptekėjimas esant žemės ekrano efektui

1.6.1. Žemės ekrano įtaka koeficientui C_{Di}

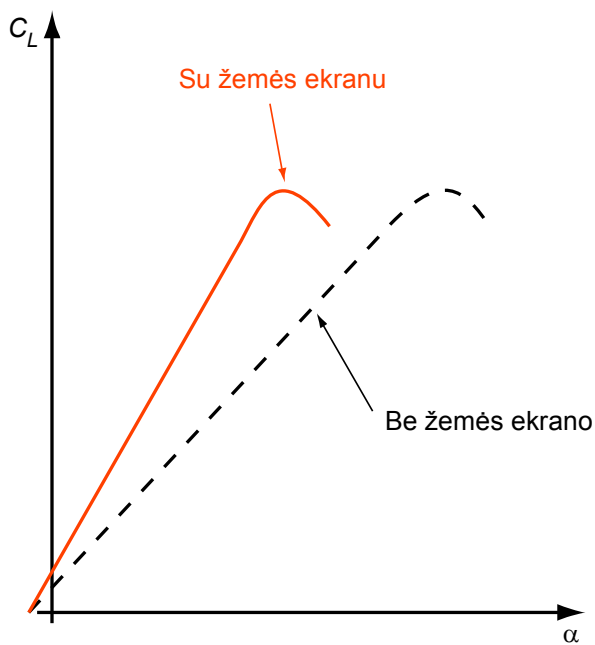
Palyginę 57 pav. ir 58 pav., matome, kad, esant žemės ekrano efektui, srauto nulenkimas mažesnis. Kadangi indukcinis atakos kampas yra srauto nulenkimo kampas sparno aplinkoje, tai esant žemės ekrano efektui indukcinis atakos kampas sumažėja. Kadangi indukcinis pasipriešinimas yra tiesiai proporcingas indukciniam atakos kampui, tai, esant žemės ekrano efektui, sumažėja ir indukcinis pasipriešinimas. 59 pav. parodyta indukcinio pasipriešinimo koeficiento priklausomybė nuo sparno atstumo iki žemės, kai keliamosios jėgos koeficientas pastovus.

1.6.2. Žemės ekrano įtaka α_{KR} ir C_L

Kadangi dėl žemės ekrano įtakos indukcinis atakos kampas sumažėja, tai efektyvus atakos kampas padidėja, nes jis yra lygus geometrinio ir indukcinio kampų skirtumui. 60 pav. parodytos sparno keliamosios jėgos koeficiento kreivės be žemės atakos kampo ir esant žemės ekrano efektui. Esant tokiam pat geometriniam atakos



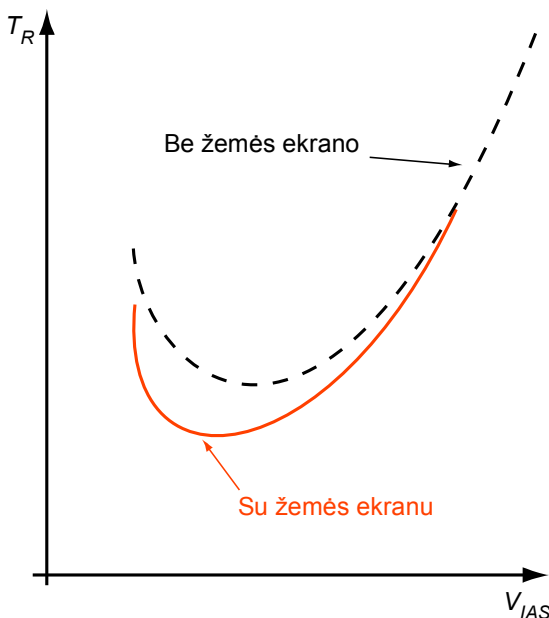
59 pav. Žemės ekrano įtaka indukciniam pasipriešinimui
($C_L = \text{const}$)



60 pav. Žemės ekrano įtaka keliamosios jėgos koeficiento kreivei

kampui su žemės ekrano efektu, keliamoji jėga yra didesnė, o kritinis atakos kampas – mažesnis.

61 pav. parodyta žemės ekrano įtaka lėktuvo reikiamos traukos kreivei. Esant žemės ekrano efektui, indukcinis pasipriešinimas yra mažesnis, todėl ir reikiama trauka mažesnė.



61 pav. Žemės ekrano įtaka reikiamos traukos kreivei

Analizuojant keliamosios jėgos koeficiento kreives (60 pav.) ir reikiamos traukos kreives, galima padaryti išvadas apie efektus, kurie susidaro artėjant prie žemės ir tolstant nuo jos.

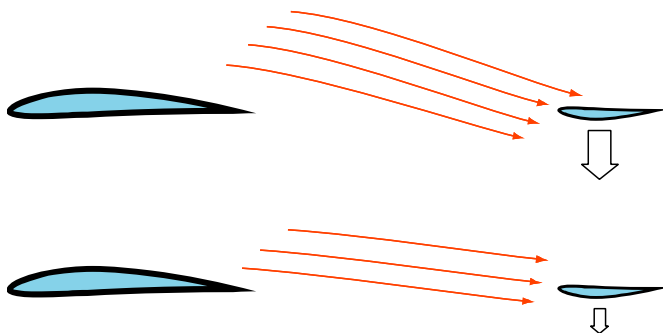
Artėjant prie žemės mažėja indukcinis atakos kampas. Dėl to mažėja indukcinis pasipriešinimas ir didėja efektyvus atakos kampas, o kartu ir keliamoji jėga. Dėl to lėktuvo išlaikymas tūpimo metu tampa ilgesnis. *Tolstant nuo žemės* didėja indukcinis atakos kampas. Dėl to didėja indukcinis pasipriešinimas (reikia didesnės traukos), mažėja keliamosios jėgos koeficientas (norint išlaikyti tokį patį keliamosios jėgos koeficientą, reikia didinti atakos kampą).

1.6.3. Poveikis lėktuvo kilimo ir tūpimo charakteristikoms

Jeigu tūpimo metu artėjant prie žemės išlaikomas pastovus polinkio kampas, tai dėl keliamosios jėgos didėjimo ir indukcinio pasipriešinimo mažėjimo gali susidaryti „plūdrumo“ efektas.

Kadangi žemasparnio lėktuvo sparnas būna arčiau žemės negu aukštasparnio, tai žemės ekrano efektas žemasparniui lėktuvui pasireiškia labiau negu aukštasparniui.

Indukcinis atakos kampas paveikia ne tik sparną, bet ir srauto nulenkimą prie uodegos horizontaliosios plokštumos. 62 pav. parodyta žemės ekrano įtaka uodegos horizontaliosios plokštumos atakos kampui.



62 pav. Žemės ekrano efektas srauto nulenkimui prie uodegos

Esant žemės ekrano efektui, srauto nulenkimo kampas prie uodegos yra mažesnis. Žemyn nukreipta uodegos keliamoji jėga sumažėja, atsiranda neigiamas polinkio momentas. Šie efektai labiau pasireiškia lėktuvams, kurių horizontali uodega yra žemai ant liemens ir mažiau pasireiškia lėktuvams, kurių horizontali uodega yra aukštai ant kilio.

Kai, esant žemės ekrano efektui, pasikeičia lėktuvo aptekėjimas, gali atsirasti papildomų statinio slėgio matavimo paklaidų, kurių rezultatas – greičio matavimo paklaidos. Artėjant prie žemės ekrano statinis slėgis matavimo vietose dažniausiai padidėja ir dėl to prietaisai rodo truputį mažesnę aukštį ir mažesnę greitį. Tolstant nuo žemės ekrano efekto, prietaisai rodo truputį didesnę aukštį ir greitį.

1.7. Ryšys tarp keliamosios jėgos koeficiento ir greičio

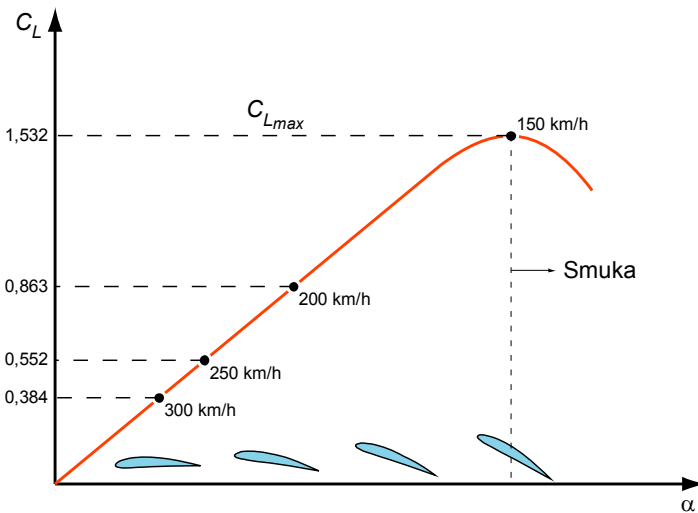
1.7.1. Formulė

Kai lėktuvas skrenda tiesiai horizontaliai pastoviu greičiu, nepriklausomai nuo skrydžio greičio jo keliamoji jėga yra lygi jo svoriui. Įvertinus šią sąlygą, galima gauti keliamosios jėgos koeficiento priklausomybę nuo greičio:

$$C_L = \frac{W/S}{(\rho_0 V_{IAS}^2)/2}. \quad (37)$$

1.7.2. Grafikas

63 pav. parodyta keliamosios jėgos koeficiento priklausomybė nuo atakos kampo ir skrydžio greičio horizontaliojo skrydžio metu.



63 pav. Keliamosios jėgos koeficiento priklausomybė nuo atakos kampo ir skrydžio greičio

Iš 63 pav. matome, kad didėjant atakos kampui keliamosios jėgos koeficientas didėja ir horizontaliojo skrydžio greitis mažėja.

Iš 63 pav. matome, kad keliamosios jėgos koeficiento ir prietaisinio greičio priklausomybė yra netiesinė, t. y., skrendant dideliu greičiu ir mažu atakos kampų ir norint pakeisti skrydžio greitį, reikia nedidelio atakos kampo pokyčio, o, skrendant mažu greičiu ir dideliu atakos kampų ir norint tokiu pat dydžiu pakeisti skrydžio greitį, reikia gerokai didesnio atakos kampo pokyčio.

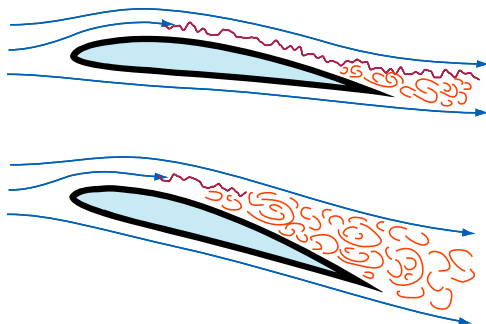
1.8. Smuka

1.8.1. Srauto atitrūkimas didėjant atakos kampui

Kai srautas apteka sparno profilį, prie galinės briaunos susitinkančio viršutinio srauto ir apatinio srauto greičiai pasienio sluoksnio išorėje turi būti vienodi. Todėl, artėdamas prie galinės briaunos, srautas lėtėja. Iš Bernulio lygties išplaukia, kad, srautui lėtėjant, statinis slėgis jame didėja.

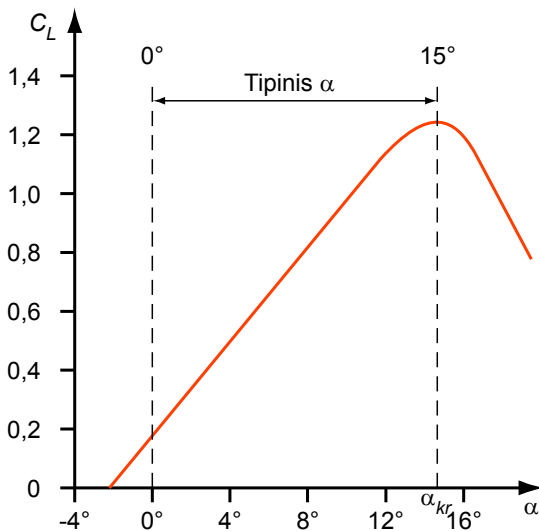
Didėjant atakos kampui, slėgis sparno profilio viršutiniame paviršiuje darosi vis mažesnis, bet iki galinės briaunos jis vėl turi padidėti beveik iki atmosferinio. Kai atakos kampas pasiekia tam tikrą ribą, pasienio sluoksnis nebepajėgia nugalėti slėgio didėjimo galinės briaunos link ir atitrūksta nuo sparno paviršiaus pradžioje prie galinės briaunos. Toliau didėjant atakos kampui, keliamoji jėga didėja lėčiau, nes vis didėja atitrūkusio srauto sritis. Galiausiai keliamoji jėga pasiekia maksimumą ir pradeda mažėti, nors atakos kampas didėja. 64 pav. pavaizduotas sparno profilis srautui atitrūkus: viršuje – atitrūkimo pradžia, apačioje – atitrūkimas esant kritiniam atakos kampui.

Atakos kampas, kuriam esant keliamoji jėga yra maksimali, vadinamas *kritiniu atakos kampu*.



64 pav. Srauto atitrūkimas

65 pav. pavaizduota keliamosios jėgos koeficiento priklausomybė nuo atakos kampo, pažymėtas kritinis atakos kampas ir tipinių įprastinių atakos kampų diapazonas.



65 pav. Kritinis atakos kampas

Iš 21–23 pav. matome, kad, didėjant atakos kampui, priekinis sąstingio taškas apatiniu paviršiumi nuo priekinės briaunos juda atgal.

Iš 26–28 pav. matome, kad, didėjant atakos kampui, slėgis viršutiniame sparno paviršiuje darosi vis mažesnis. Slėgio gradientas galinės briaunos link vis didėja.

Didėjant atakos kampui, pasipriešinimas didėja. Prasidėjus srauto atitrūkimui, pasipriešinimas didėja dar sparčiau.

Didėjant atakos kampui slėgio centras juda priekinės briaunos link. Jeigu sparnas yra tiesus (nestrėlinis), tai, prasidėjus srauto atitrūkimui, slėgio centro judėjimas pirmyn sustoja ir, pasiekęs kritinį atakos kampą, ima judėti atgal. Toks slėgio centro judėjimas yra stabilus, nes, jam judant atgal, susidaro neigiamas polinkio momentas, kuris mažina atakos kampą.

Jeigu sparnas yra strėlinis, tai, prasidėjus srauto atitrūkimui, slėgio centras juda pirmyn dar sparčiau. Toks slėgio centro judėjimas yra nestabilus, nes, jam judant pirmyn, susidaro teigiamas polinkio momentas, kuris toliau didina atakos kampą.

Kai esant dideliems atakos kampams atitrūksta srautas, aptekėjimas būna nestacionarus, jaučiamas viso lėktuvo drebėjimas. Jeigu nuo sparno atitrūkęs srautas patenka ant uodegos, lėktuvo ir vairų drebėjimas dar labiau sustiprėja.

Didėjant atakos kampui, kai prasideda srauto atitrūkimas, vairų efektyvumas mažėja, valdymo jėgos taip pat mažėja. Valdymas tampa „minkštas“.

Viršijus kritinį atakos kampą, gali prasidėti smuka ir lėktuvo elgesys gali būti trejopas: 1) lėktuvas gali parašiotuoti, t. y. skristi tiesiai virškritiniu atakos kampų; 2) virsti ant sparno arba 3) virsti ant nosies.

Skrendant atakos kampų, artimu kritiniam, staigūs vairų atlenkimai yra pavojingi, nes gali prasidėti smuka. Ypač atsargiai reikia valdyti eleronais. Tuose sparno pjūviuose, kur eleronas atlenktas žemyn, kritinis atakos kampas sumažėja ir vietoj posvyrio į vieną pusę, lėktuvas gali nuvirsti į kitą pusę.

1.8.2. Smukos greitis

Teorinis smukos greitis apskaičiuojamas pagal keliamosios jėgos formulę, kai keliamosios jėgos koeficiento reikšmė yra maksimali

$$V_{S(LAS)} = \sqrt{\frac{2L}{\rho_0 C_{Lmax} S}} \quad (38)$$

Kilimo ir tūpimo metu lėktuvai turi skristi kiek galima lėčiau, kad galėtų pakilti ir nusileisti konkretaus ilgio kilimo ir tūpimo take. Tačiau turi būti pakankama greičio atsarga nuo minimalaus leistinojo skrydžio greičio iki lėktuvo smukos greičio.

Laikoma, kad prasidėjo lėktuvo smuka, kai:

- lėktuvo nosis kniumba žemyn arba lėktuvas virsta ant sparno ir negalima lengvai jo sulaikyti;

- prasideda aiškiai išreikštas lėktuvo drebėjimas;
- vairalazdė arba šturvalas visiškai pritrauktas ir polinkio kampas daugiau nebedidėja.

Lėktuvo smukos greitis apskaičiuojamas pagal (38) formulę. Tai yra smukos greitis, kai perkrovos koeficientas (keliamosios jėgos ir svorio santykis) yra lygus vienetui:

$$V_{S1g(LAS)} = \sqrt{\frac{2L}{\rho_0 C_{L\max} S}}. \quad (39)$$

Iš šios formulės galime gauti smukos greitį, kai pasikeičia lėktuvo svoris:

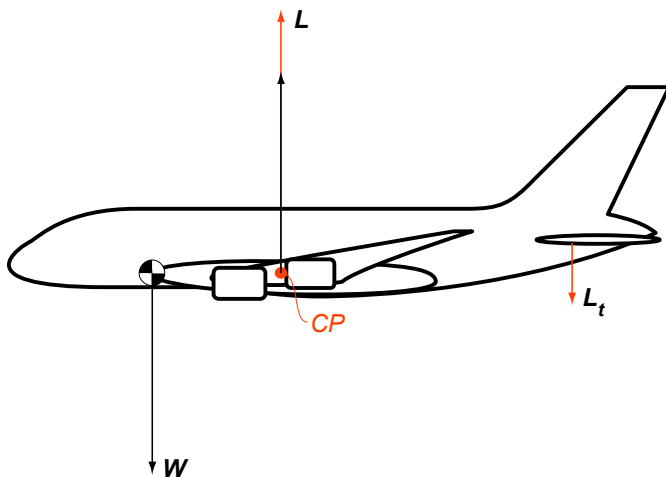
$$V_{S1g(naujas)} = V_{S1g(senas)} \sqrt{\frac{W_{(naujas)}}{W_{(senas)}}}. \quad (40)$$

Didėjant lėktuvo svoriui, smukos greitis didėja.

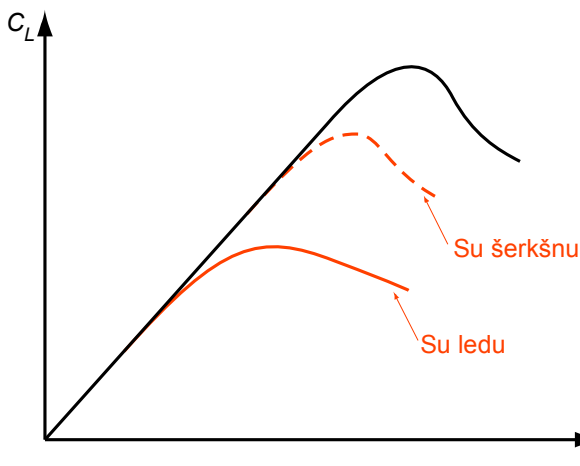
Nuo centruotės, t. y. nuo svorio centro padėties priklauso, kokio dydžio ir kokios krypties jėga veikia horizontaliojoje uodegos plokštumoje, atsverianti momentą skersinės ašies atžvilgiu. Kai centruotė yra priekinė, uodegoje veikia didesnė jėga, nukreipta žemyn. Šiuo atveju lėktuvo keliamoji jėga turi atsverti ne tik lėktuvo svorį, bet ir žemyn veikiančią uodegos jėgą. Todėl, esant priekinei centruotei, smukos greitis truputį padidėja (66 pav.).

Naujo lėktuvo bandymų metu smukos greitis matuojamas, kai variklio trauka yra minimali, nes tai yra sunkiausia situacija. Veikiant varikliui smukos greitis paprastai būna mažesnis. Propeleriniuose lėktuvuose, kai propeleris yra prieš sparną, srautas nuo propelerio didesniu greičiu apteka sparną ir taip padidina keliamąją jėgą. Lėktuvuose su turboreaktyviniais varikliais paprastai yra, nors ir nedidelė vertikali traukos komponentė.

Ledas, šerkšnas ir sniegas sparno paviršiuje pakeičia (pablogina) sparno paviršiaus kokybę. Dėl to pasienio sluoksnis nuo pat sparno priekinės briaunos jau būna turbulentinis. Maksimali keliamoji sparno jėga tampa mažesnė, smukos greitis padidėja (67 pav.).



66 pav. Priekinės centruotės įtaka sparno keliamajai jėgai



67 pav. Apledėjimo ir šerkšno įtaka keliamosios jėgos kreivei

Lėktuvų, kurie skirti skraidyti dideliais ikigarsiniais greičiais, sparnai daromi strėliški. Tačiau strėliškų sparnų maksimalus keliamosios jėgos koeficientas yra mažesnis už tiesių sparnų. Todėl lėktuvų su strėliniais sparnais smukos greitis būna didesnis.

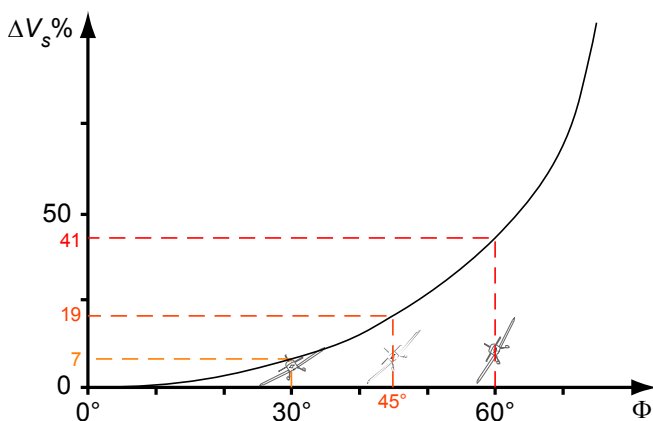
Didėjant skrydžio aukščiui labiau pasireiškia oro spūdumas. Apie oro spūdumo įtaką žr. 2.2.3 poskyrį.

Keliamosios jėgos ir lėktuvo svorio santykis vadinamas perkrovos koeficientu ir žymimas n . Jis parodo, kiek kartų keliamoji jėga didesnė už lėktuvo svorį.

Kai lėktuvas atlieka manevrą ir jo perkrovos koeficientas nelygus vienetui, smukos greitį galima apskaičiuoti pagal formulę:

$$V_{Sn} = \sqrt{\frac{2Wn}{\rho C_{L\max} S}} = V_{S1g} \sqrt{n}. \quad (41)$$

Didėjant posvyrio kampui Φ viraže didėja ir perkrovos koeficientas. Smulkiau apie viražą žr. 8.1.5. Kiek procentų padidėja smukos greitis viraže $\Delta V_s\%$ priklausomai nuo posvyrio kampo Φ , parodyta 68 pav.



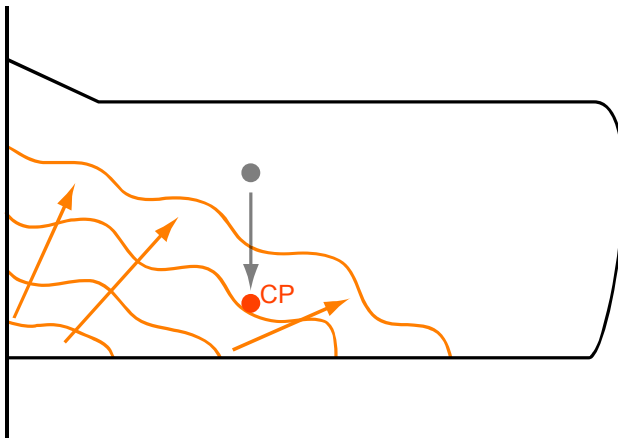
29 pav. Posvyrio įtaka smukos greičio padidėjimui viraže

1.8.3. Srauto atitrūkimo pradžia sparno mosto kryptimi

Keliamosios jėgos koeficientas išilgai su sparnu dažniausiai būna nepastovus. Didėjant sparno atakos kampui srauto atitrūkimas prasideda tuose pjūviuose, kuriuose keliamosios jėgos koeficientas yra didžiausias.

Keliamosios jėgos koeficientas išilgai su elipsiniais sparnais yra pastovus. Didėjant atakos kampui srauto atitrūkimas prasideda per visą sparno ilgį vienu metu.

Stačiakampio sparno keliamosios jėgos koeficientas yra didžiausias centre. Didėjant atakos kampui srauto atitrūkimas prasidės centre. Keliamosios jėgos koeficiento kitimas išilgai su elipsiniu sparnu ir srauto atitrūkimo pradžia parodyta 69 pav.

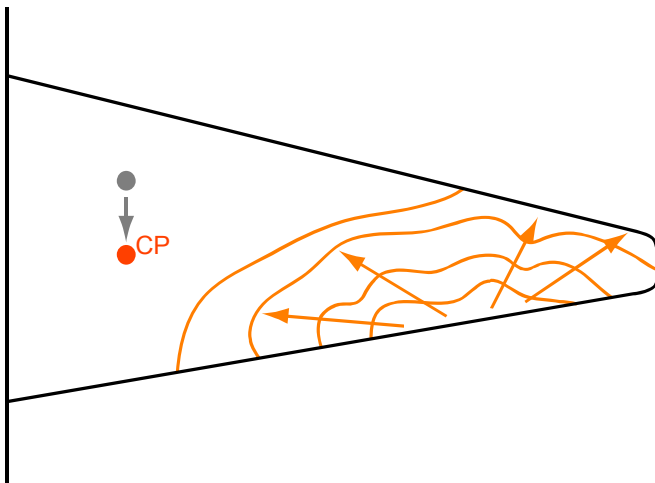


69 pav. Srauto atitrūkimo pradžia nuo stačiakampio sparno

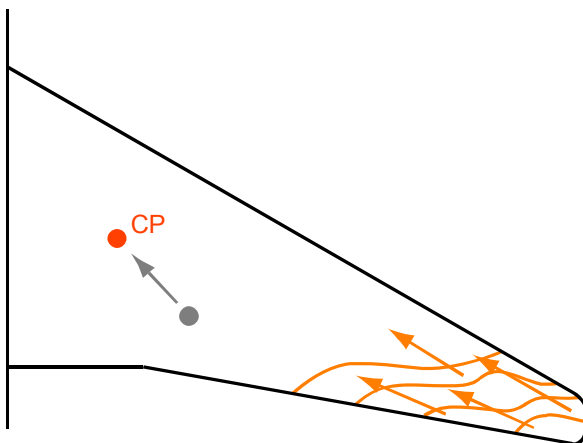
Trapecinių siaurėjančių sparnų vietinio keliamosios jėgos maksimumo vieta priklauso nuo sparno siaurėjimo. Kai sparno siaurėjimas nedidelis, t. y. kai galinės stygos ilgis sudaro pusę arba daugiau pagrindo stygos ilgio, keliamosios jėgos koeficiento maksimumo vieta yra maždaug per vidurį tarp sparno pagrindo ir galo. Kuo labiau siaurėja sparnas, tuo arčiau jo galo yra keliamosios jėgos koeficiento maksimumo vieta ir srauto atitrūkimo pradžios vieta. Keliamosios jėgos koeficiento kitimas išilgai su trapeciniu sparnu ir srauto atitrūkimo pradžia parodyta 70 pav.

Keliamosios jėgos kitimą išilgai su sparnu strėliškumas veikia panašiai kaip ir siaurėjimas. Vietinio keliamosios jėgos koeficiento maksimumas strėliniuose sparnuose yra arčiau sparno galo. Tose vie-

tose ir prasideda srauto atitrūkimas. Keliamosios jėgos koeficiento kitimas išilgai su strėliniu sparnu ir srauto atitrūkimo pradžia parodyta 71 pav.



70 pav. Srauto atitrūkimo pradžia nuo trapezinio sparno



71 pav. Srauto atitrūkimo pradžia nuo strėlinio sparno

Kai išilgai su sparno mostu skirtinguose pjūviuose naudojami skirtingi profiliai, keičiasi ir nulinės keliamosios jėgos kampas išilgai su sparno mostu, nors profilių tvirtinimo kampas išilgai su mostu yra pastovus. Toks nulinės keliamosios jėgos kampo kitimas išilgai su sparno mostu, kai profilių tvirtinimo kampas yra pastovus, vadinamas aerodinaminiu susukimu. Parenkant skirtingus profilius išilgai su sparnu galima pakeisti srauto atitrūkimo pradžios vietą.

Kai keičiasi sparno profilių tvirtinimo kampas išilgai su sparno mostu, sparnas yra geometriškai susuktas. Dažniausiai sparno geometrinis susukimas būna toks, kad sparno galo tvirtinimo link kampai mažėja. Tokiu atveju srauto atitrūkimo pradžia pasislenka sparno pagrindo link.

Srauto atitrūkimo tendenciją strėlinių sparnų galuose sustiprina dar ir tai, kad strėlinių sparnų pasienio sluoksnyje srautas nukrypsta sparnų galų link ir sparnų galuose susikaupia storesnis pasienio sluoksnis, kuris lengviau atitrūksta. Todėl strėliniuose sparnuose kar- tais naudojamos tvorelės (plokštelės išilgai su srautu), kurios sustabdo srauto tekėjimą išilgai su sparno mostu. Panašų vaidmenį atlieka ir priekinės briaunos laiptas. Nuo laipto eina sukury sparno paviršiumi, kuris kaip ir tvorelė sustabdo srauto tekėjimą išilgai su sparno mostu.

Apie sukurių generatorių veikimą žr. 1.9.3 poskyrį.

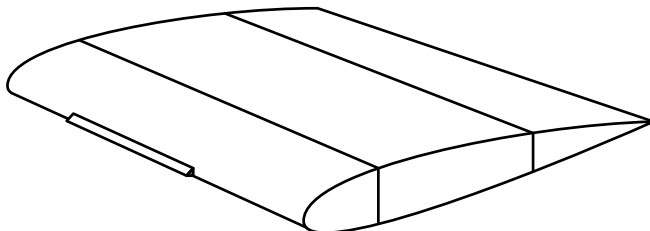
1.8.4. Įspėjimas apie smuką

Kad lėktuvas būtų saugus, artėjant prie smukos greičio, pilotas turi būti įspėtas apie tai.

Lėktuvų tinkamumo reikalavimuose *JAR/CS 23/25* nurodyta, kad įspėjimas apie smuką prasidėtų, kai iki smukos greičio lieka ne mažiau kaip 9 km/h, arba 5 % V_S (imama didesnė reikšmė) ir tęstųsi iki pat smukos.

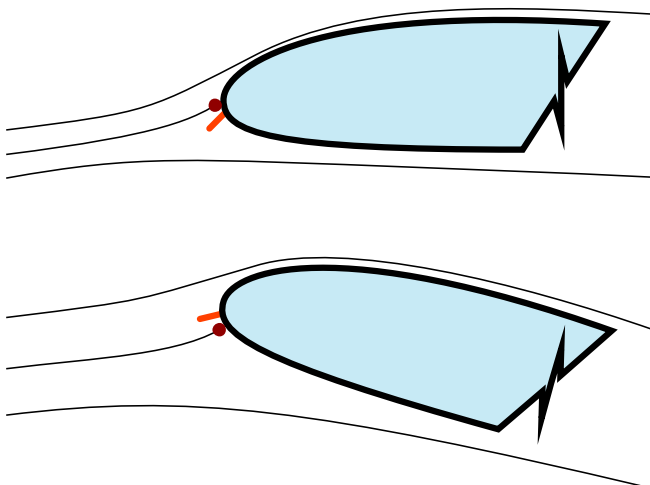
Kai kurių lėktuvų aerodinaminės savybės yra tokios, kad, prasi- dėjus srauto atitrūkimui, jie pradeda drebėti, duodami signalą pilotui, kad artėjama prie smukos. Jeigu nėra lėktuvo natūralaus aerodinami- nio drebėjimo, taikomi dirbtiniai metodai.

Norint dirbtinai sukelti srauto atitrūkimą prie liemens, kai kuriuose lėktuvuose naudojama smukos juosta – aštri briauna sparno priekinėje briaunoje, kaip parodyta 72 pav.



72 pav. Smukos juosta

Kitas dirbtinio išpėjimo apie smuką pavyzdys yra plokštelė-jungiklis priekinėje briaunoje (73 pav.). Plokštelė priekinėje briaunoje tvirtinama ant horizontaliosios ašies ir sujungiama sparno viduje su elektros jungikliu. Tvirtinimo vieta parenkama taip, kad, pasiekus atakos kampą, kai turi prasidėti smukos išpėjimas, sąstingio taškas pasislenka žemiau plokštelės ir atlenkia ją aukštyn. Įjungiamas jungiklis ir pradeda veikti dirbtinis išpėjimas apie smuką.



73 pav. Plokštelė-jungiklis priekinėje briaunoje

Kai kuriuose lėktuvuose dirbtinis smukos įspėjimas įjungiamas pagal atakos kampą, kuris matuojamas ant liemens.

Vienas iš dirbtinio smukos įspėjimo metodų yra vairalazdės arba šturvalo purtiklis.

Lėktuvo smuka yra pavojinga tuo, kad lėktuvas gali pereiti į sunkią. Norint išvengti smukos arba išeiti iš jos, reikia mažinti atakos kampą.

1.8.5. Ypatingi smukos reiškiniai

Minimalūs bendrosios paskirties lėktuvų reikalavimai nurodyti dokumente CS23. Jame smukos greitis tūpimo konfigūracijoje žymimas V_{S0} . Kiekvienoje kitoje konfigūracijoje smukos greitis žymimas V_{S1} .

Minimalūs transporto lėktuvų reikalavimai nurodyti dokumente CS25. Jame naudojamas charakteringas (*reference*) smukos greitis V_{SR} .

Pagrindiniai veiksmai išeinant iš smukos: mažinti atakos kampą, eleronus laikant neutraliai, posvyrį koreguojant krypties vairo.

Srauto atitrūkimas nuo teigiamai (atgal) strėlinių sparnų prasideda sparnų galuose. Slėgio centras juda pirmyn. Lėktuvas savaime toliau didina atakos kampą. Sparnai su neigiamu (pirmyn) strėlišku yra saugesni, nes srauto atitrūkimas prasideda prie liemens. Slėgio centras juda atgal, sparnas savaime mažina atakos kampą.

T formos uodega, prasidėjus sparno smukai, gali pakliūti į atitrūkusio srauto sritį. Šiuo atveju jos efektyvumas labai sumažėja.

Anties tipo konfigūracijos lėktuvuose priekinės plokštumos atakos kampas ir keliamosios jėgos koeficientas yra didesni už pagrindinio sparno. Didėjant atakos kampui pirmiausia prasideda priekinės plokštumos smuka ir lėktuvas mažina atakos kampą.

Srauto atitrūkimas nuo strėlinių sparnų prasideda galuose. Slėgio centras juda pirmyn. Lėktuvas toliau savaime didina atakos kampą. Jeigu horizontalioji uodegos plokštuma yra kilio viršuje, atitrūkęs srautas nuo sparno gali patekti ant uodegos horizontaliosios plokštumos ir labai sumažinti jos efektyvumą. Taip prasideda gili, nevaldoma lėktuvo smuka.

Lėktuvai, kuriuose pasireiškia gilios smukos tendencija, privalo turėti įrenginius, kurie neleistų prasidėti smukai. Vienas iš tokių įrenginių yra vairalazdės (šturvalo) stūmiklis. Tai įrenginys aukščio valdymo sistemoje, kuris šturvalą stumia pirmyn maždaug 40 daN jėga, kai lėktuvo greitis sumažėja ir artėja prie smukos pradžios greičio.

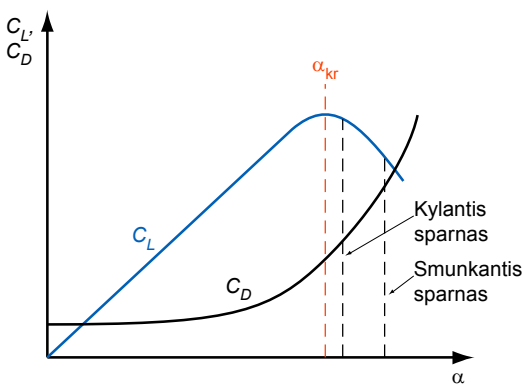
Kai lėktuvas apledėja, pasidengia šerkšnu arba sniegu, pasikečia jo aptekėjimo sąlygos. Susilpnėja arba visai išnyksta išpėjimo apie artėjimo prie smukos sistemos darbas.

Lėktuvui apledėjus gali neveikti dirbtinė išpėjimo apie artėjimą prie smukos sistema. Smuka gali prasidėti greičiui esant iki 30 % didesniai už neapledėjusio lėktuvo smuką. Pablogėja skersinis lėktuvo pavaldumas ir gali prasidėti posvyrio svyravimai.

Horizontali uodegos plokštuma veikia kaip sparnas, jos keliamoji jėga dažniausiai būna nukreipta žemyn. Apledėjus stabilizatoriui, gali prasidėti jo smuka. Žemyn nukreipta keliamoji jėga sumažės ir lėktuvas ims leisti nosį žemyn.

Lėktuvas skrydžio metu gali apledėti, kai skrenda debesyse, kur yra peršalusių vandens lašelių, kai oro temperatūra yra nuo 0 °C iki –20 °C.

Pagrindinė suktuko atsiradimo priežastis – virškritinis atakos kampas (74 pav.). Slydimo kampas padidina tikimybę prasidėti suktukui. Kai nuo vieno sparno srauto atitrūkimas yra didesnis, to sparno keliamoji jėga sumažėja, padidėja pasipriešinimas ir jis pradeda leistis. Prasideda autorotacija.



74 pav. Keliamoji jėga ir pasipriešinimas, kai atakos kampas virškritinis

Yra trys suktuko etapai:

- suktuko pradžia;
- nusistovėjęs suktukas;
- išėjimas iš suktuko.

Išeinant iš suktuko svarbios yra konkrečios lėktuvo ypatybės. Didelės įtakos suktuko charakteristikoms turi svorio centro padėtis. Lėktuvas su priekine centruote sunkiau įeina į suktuką ir lengviau iš-eina iš jo. Lėktuvas su galine centruote lengviau įeina į suktuką ir net gali pereiti į plokščiąjį suktuką su labai dideliu atakos kampų, iš ku-rio išeiti sunkiau. Bendrieji išėjimo iš suktuko principai yra tokie:

- 1) Sumažinti variklių galingumą iki minimumo. Taip sumaži-nama nepalankių variklio momentų ir giroskopinių efektų tikimybė vienmotoriuose lėktuvuose ir nesimetrinės traukos tikimybė daugiamotoriuose lėktuvuose.
- 2) Nustatyti eleronus į neutralią padėtį. Eleronų atlenkimas gali būti plokščiojo suktuko priežastis arba didesnio kampinio greičio esant normaliam suktukui priežastis.
- 3) Krypties vairą visiškai atlenkti prieš suktuką.
- 4) Energingai nustumti vairalazdę arba šturvalą pirmyn. Kiek reikia nustumti šturvalą pirmyn, priklauso nuo konkretaus lėktuvo ypatybių.

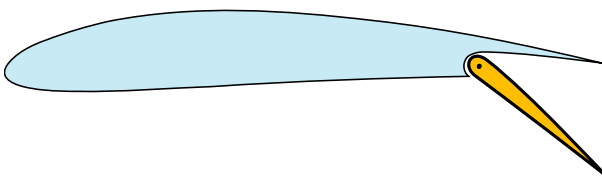
Pirmieji keturi veiksmai atliekami vienu metu, nors, valdant kai kuriuos lėktuvus, po krypties vairo atlenkimo iki aukščio vairo atlen-kimo reikia palaukti trumpą pauzę.

- 5) Laikyti vairs rekomenduojamoje padėtyje, kol lėktuvas liausis suktis.
- 6) Kai lėktuvas nustoja suktis, vairs grąžinti į neutralią padėtį. Jeigu krypties vairs negrąžinamas į neutralią padėtį, lėktu-vas gali pereiti į priešingos krypties suktuką.
- 7) Išvesti lėktuvą iš smigimo laipsniškai traukiant vairalazdę arba šturvalą į save:
 - a) traukiant per stipriai, lėktuvas gali pakartotinai patekti į suktuką arba viršyti leistiną perkrovos ribą;

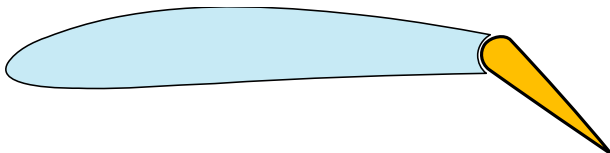
- b) išeinant iš smigimo per lėtai, gali būti viršytas leistinasis maksimalus greitis. Leistinojo greičio viršijimo pavojus yra dar viena variklių galingumo sumažinimo priežastis išeinant iš suktuko;
- c) perėjus į normalų skrydžio režimą, padidinti variklių galingumą iki reikiamo.

1.9. Keliamosios jėgos didinimas

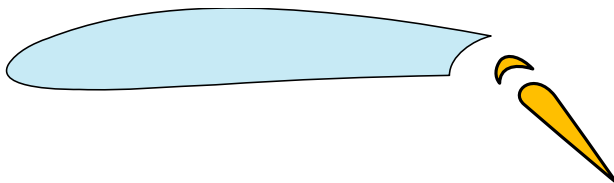
1.9.1. Užsparniai ir jų naudojimo tikslai kilimo ir tūpimo metu (75–79 pav.)



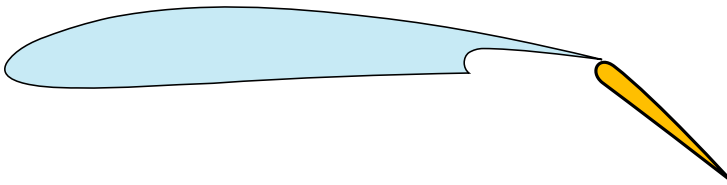
75 pav. Skeltas užsparnis (skydelis)



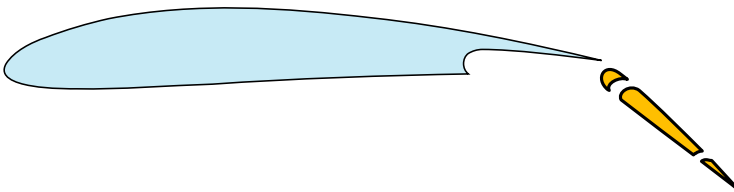
76 pav. Paprastasis užsparnis



77 pav. Plyšinis užsparnis (su dviem plyšiais)



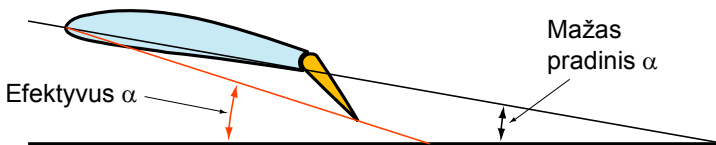
78 pav. Faulerio užsparnis



79 pav. Faulerio užsparnis su trimis plyšiais

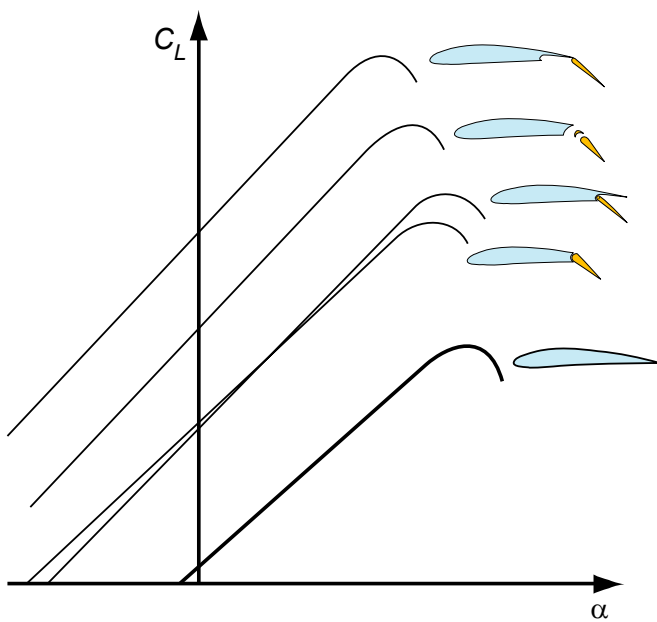
Atlenkus užsparnį, pasikeičia sparno gaubtumas ir efektyvus atakos kampas, kaip parodyta 80 pav.

Profilio momentas aerodinaminio centro atžvilgiu priklauso nuo profilio gaubtumo. Kuo didesnis profilio gaubtumas, tuo didesnis neigiamas momentas (neigiamas momentas atakos kampo mažėjimo kryptimi). Kai užsparnis atlenkiamas žemyn, padidėja profilio gaubtumas, o kartu padidėja neigiamas profilio momentas aerodinaminio centro atžvilgiu.



80 pav. Užsparnio įtaka profilio gaubtumui ir efektyviam atakos kampui

81 pav. parodyta užsparnių įtaka keliamosios jėgos koeficiento priklausomybei nuo atakos kampo. Atlenkus užsparnį žemyn, kreivė pasilenka aukštyn ir truputį mažesnių atakos kampų kryptimi. Kol atakos kampas neviršija kritinio, keliamosios jėgos koeficientas esant



81 pav. Užsparnių įtaka keliamosios jėgos kreivei

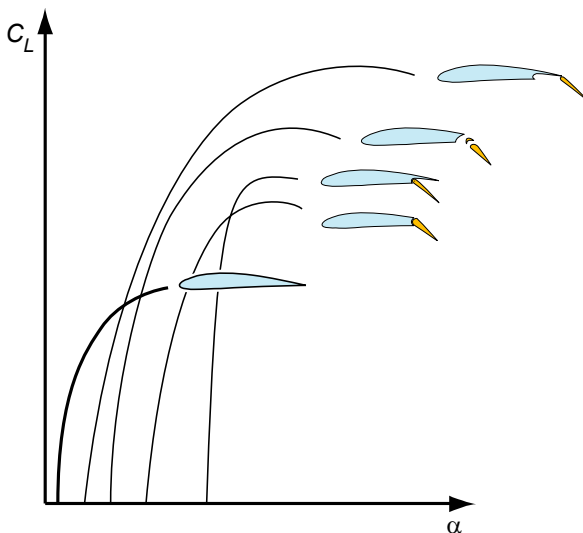
visiems atakos kampams padidėja vienodai. Maksimalus keliamosios jėgos koeficientas padidėja. Kritinis atakos kampas sumažėja.

Skelto užsparnio (skydelio) ir paprastojo užsparnio efektyvumas keliamosios jėgos atžvilgiu yra panašus. Plyšinis užsparnis yra efektyvesnis. Faulerio užsparnio efektyvumas yra dar didesnis.

Kai lėktuvui skrendant pastoviu greičiu išleidžiami užsparniai, atakos kampas turi būti sumažintas, kad keliamosios jėgos koeficientas ir skrydžio greitis išliktų nepakitę.

Lėktuvo smukos greitis apskaičiuojamas pagal (38) formulę. Vienas iš pagrindinių parametru, nuo kurių priklauso smukos greitis, yra maksimalus keliamosios jėgos koeficientas. Pagrindinė užsparnių paskirtis ir yra maksimalaus keliamosios jėgos koeficiento didinimas.

82 pav. parodyta įvairių užsparnių tipų įtaka poliarei. Pasipriešinimą labiausiai padidina skeltas užsparnis (skydelis). Paprastojo už-



82 pav. Užsparnių įtaka poliarei

sparnio pasipriešinimas yra mažesnis, plyšinio užsparnio – dar mažesnis. Aerodinamai efektyviausias yra Faulerio užsparnis.

Aerodinaminė kokybė yra keliamosios ir pasipriešinimo jėgos santykis. Išleidus užsparnius padidėja ir keliamoji jėga bei pasipriešinimas, bet pasipriešinimas padidėja santykinai daugiau. Todėl išleidus užsparnius aerodinaminė kokybė tampa prastesnė. Aerodinaminė kokybė yra atvirkščiai proporcinga sklendimo kampui. Kadangi išleidus užsparnius aerodinaminė kokybė tampa prastesnė, tai sklendimo kampas pasidaro statesnis.

Užsparniai kiekvienoje lėktuvo sparno pusėje valdomi atskiromis pavaromis. Atsiradus defektui užsparnių išleidimo metu, abiejų sparnų užsparniai gali būti išleisti nevienodu kampui. Susidarytų didelis momentas išilginės ašies atžvilgiu. Šis momentas gali būti toks didelis, kad priklausomai nuo skrydžio režimo gali nepakakti eleronų efektyvumo šiam momentui kompensuoti. Todėl transporto lėktuvuose yra papildomos sistemos, kontroliuojančios užsparnių padėtį skirtinguose

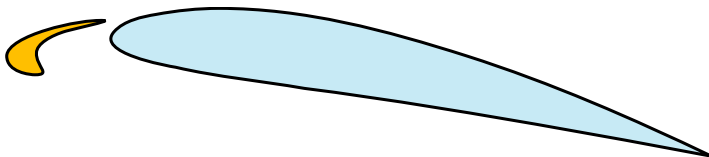
sparnuose. Jeigu keičiant užsparnių padėtį pastebimas skirtumas sparnuose, užsparniai užfiksuojami ir lėktuvas tupia avariniu būdu.

Pagrindinė užsparnių paskirtis – sumažinti kilimo ir tūpimo greitį. Kai lėktuvo kilimo ir tūpimo greitis mažesnis, sumažėja išibėgėjimo distancija kylant ir stabdymo distancija nutūpus.

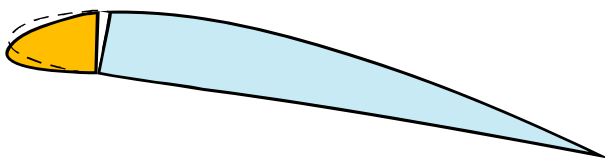
Užsparniai turi dar vieną privalumą. Išleidus užsparnius lėktuvas skrenda mažesniu atakos kampą ir mažesniu polinkio kampą. Todėl nereikia labai aukštos važiuoklės.

1.9.2. Priešsparniai ir jų naudojimo tikslai kilimo ir tūpimo metu

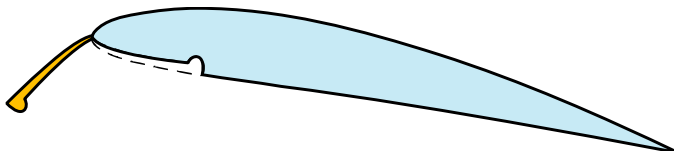
Skirtingi keliamąją jėgą didinantys priešsparnių tipai ir jų eskizai (83–85 pav.):



83 pav. Plyšinis priešsparnis



84 pav. Atlenkiama noselė



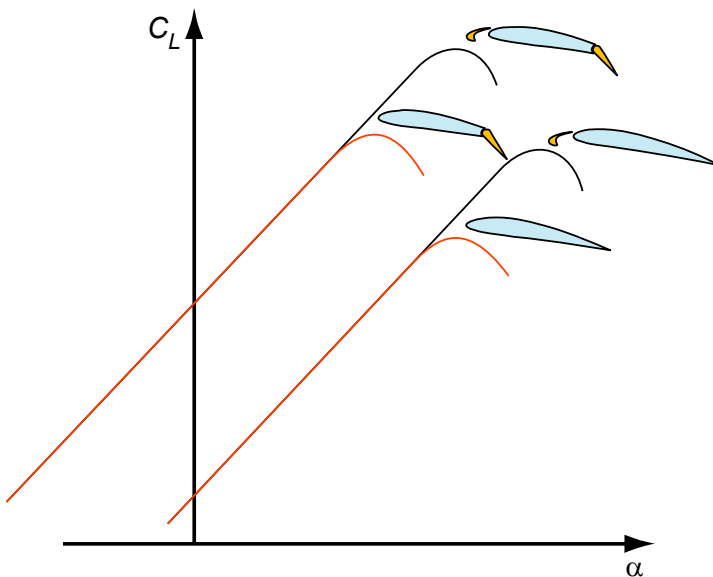
85 pav. Kriugerio priešsparnis

Plyšinis priešsparnis truputį padidina sparno stygą, sumažina sparno viršutinės priekinės dalies kreivumą ir leidžia srautui, kurio didesnė kinetinė energija, pro plyšį tekėti į viršų. Taip sumažinama srauto atitrūkimo tikimybė iki didesnių atakos kampų.

Atlenkiama noselė ir Kriugerio priešsparnis sumažina sparno viršutinės priekinės dalies kreivumą. Taip sumažinama srauto atitrūkimo tikimybė iki didesnių atakos kampų.

Atlenkiama noselė ir Kriugerio priešsparnis sumažina sparno viršutinės priekinės dalies kreivumą. Taip sumažinama srauto atitrūkimo tikimybė iki didesnių atakos kampų.

Priešsparnių įtaka pasireiškia tuo, kad jie pristabdo srauto atitrūkimą iki didesnių atakos kampų. 86 pav. parodyta priešsparnių įtaka sparnui be užsparnio ir sparnui su užsparniu. Su priešsparniu keliamosios jėgos koeficiento kreivė prasitęsia didesnių keliamosios jėgos koeficiento reikšmių ir didesnių atakos kampų link. Priešsparnis padidina maksimalų keliamosios jėgos koeficientą ir kritinį atakos kampą.



86 pav. Priešsparnių įtaka keliamosios jėgos kreivei

Kadangi priešsparniai padidina maksimalų keliamosios jėgos koeficientą, tai smukos greitį jie sumažina. Mažesnis smukos greitis būna esant didesniai atakos kampui. Užsparniai taip pat sumažina smukos greitį, bet mažesnis smukos greitis išleidus užsparnius būna esant mažesniai atakos kampui.

Priešsparniai kiekvienoje lėktuvo sparno pusėje valdomi atskiromis pavaromis. Atsiradus defektui priešsparnių išleidimo metu, abiejų sparnų priešsparniai gali būti išleisti nevienodai. Susidarytų papildomas momentas išilginės ašies atžvilgiu. Todėl transporto lėktuvuose yra papildomos sistemos, kontroliuojančios priešsparnių padėtį skirtinguose sparnuose. Jeigu keičiant priešsparnių padėtį pastebimas skirtumas sparnuose, priešsparniai užfiksuojami ir lėktuvas tučia avariniu būdu.

Kai kuriuose lėktuvuose priešsparniai nevaldomi iš piloto kabinos, jie veikia automatiškai. Automatinių priešsparnių tvirtinimo mechanizmas padaromas taip, kad esant mažiems atakos kampams slėgis juos prispaudžia prie pagrindinio sparno, o esant dideliems atakos kampams slėgio sumažėjimas priekinėje briaunoje priešsparnį atitraukia nuo sparno.

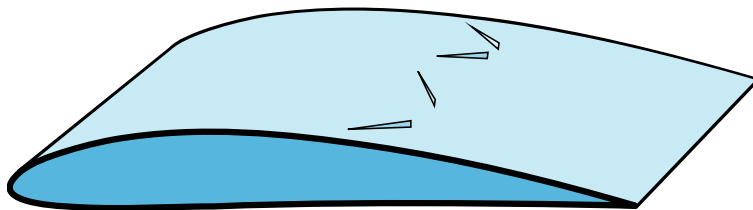
Automatiniai užsparniai naudojami tik nedideliuose lėktuvuose (pvz., An-2). Dideliuose transporto lėktuvuose priešsparniai visada valdomi iš piloto kabinos.

Priešsparnis padidina maksimalų keliamosios jėgos koeficientą ir kritinį atakos kampą. Naudoti vien tik priešsparnį be užsparnio būtų nepatogu, nes kai atakos kampas didelis, reikia aukštos važiuoklės.

Pagrindinė priešsparnių paskirtis – padidinti maksimalų keliamosios jėgos koeficientą ir sumažinti kilimo ir tūpimo greitį. Kai lėktuvo kilimo ir tūpimo greitis mažesnis, sumažėja išibėgėjimo distancija kylant ir stabdymo distancija nutūpus.

1.9.3. Sūkurių generatoriai

Sūkurių generatoriai yra miniatiūriniai vertikalūs sparneliai ant sparno, liemens ar variklių gondolų paviršiaus (87 pav.). Nuo jų pasroviui tęsiasi sūkuriai. Todėl jie ir vadinami sūkurių generatoriais.



87 pav. Sūkurių generatoriai

Nuo sūkurių generatorių pasroviui nueinantys sūkuriai sumaišo išorinį srautą, kurio kinetinė energija yra didelė, su pasienio sluoksniu, kuriame srautas jau praradęs kinetinę energiją. Srautas neatitrūksta iki didesnių atakos kampų. Efektas panašus į priešsparnio įtaką.

Sūkurių generatorių privalumas: padidėja kritinis atakos kampas ir maksimalus keliamosios jėgos koeficientas.

Sūkurių generatorių trūkumas: esant skrydžio režimams, kai nėra srauto atitrūkimo pavojaus, sūkurių generatoriai sudaro papildomą pasipriešinimą.

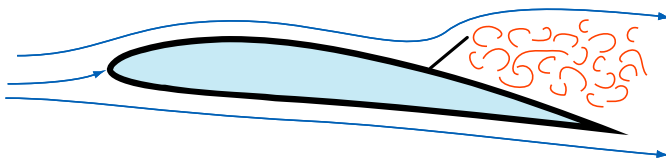
1.10. Pasipriešinimo didinimas

1.10.1. Spoileriai ir jų naudojimo priežastys įvairiais skrydžio etapais

Spoileriai yra plokštelės sparno viršuje (88 pav.). Jų paskirtis – mažinti keliamąją jėgą ir (arba) didinti pasipriešinimą.

Transporto lėktuvuose esant kreiserinio skrydžio režimui spoileriai naudojami kaip pagalba eleronams posvyriui valdyti.

Transporto lėktuvams tūpimo metu palietus žemę spoileriai naudojami kaip keliamosios jėgos slopintuvai ir oro stabdžiai.



88 pav. Spoileris

1.10.2. Oro stabdžiai pasipriešinimui didinti

Oro stabdžių paskirtis – padidinti lėktuvo žalingą pasipriešinimą. Jie lėktuvo poliareę perslenka didesnio pasipriešinimo kryptimi, pablogina aerodinaminę kokybę. Išleidus oro stabdžius minimalaus pasipriešinimo greitis yra mažesnis. Oro stabdžiais gali būti spoileriai arba specialūs oro stabdžių įrenginiai.

1.11. Pasienio sluoksnis

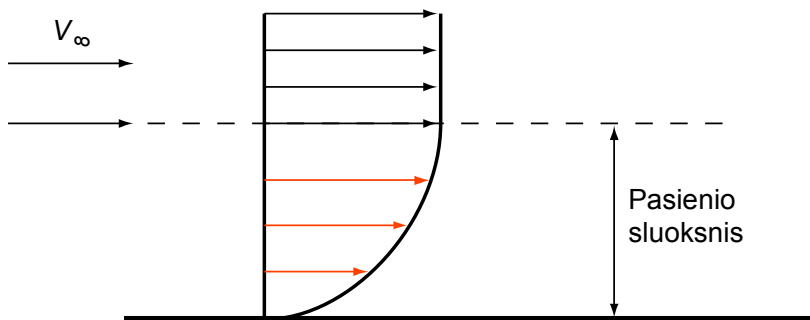
Trinties pasipriešinimas yra oro klampumo pasekmė. Kadangi oro klampumas yra labai mažas, tai jis pasireiškia tik labai ploname sluoksnyje prie aptekamo kūno paviršiaus. Pasienio sluoksnio schema parodyta 89 pav.

Pasienio sluoksnis būna dviejų tipų: laminarinis (sluoksniuotas) ir turbulentinis.

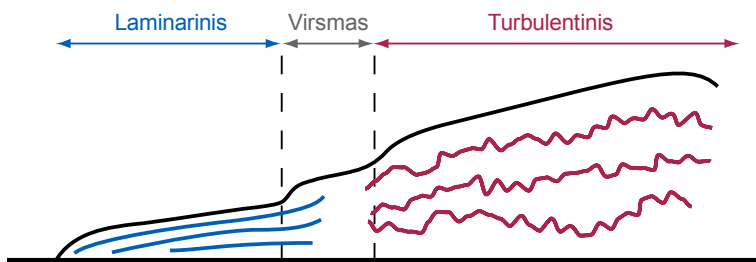
Kai srautas apteka kūną, pradžioje nuo sąstingio taško susidaro laminarinis pasienio sluoksnis. Jame oras teka sluoksniais. Tačiau laminarinis pasienio sluoksnis paprastai greitai tampa nestabilus ir virsta turbulentiiniu.

Turbulentiniame pasienio sluoksnyje vyksta maišymasis tarp atskirų srauto sluoksnių. Greitis pulsuoja dideliu dažniu.

Vieta, kurioje laminarinis pasienio sluoksnis tampa turbulentiiniu, vadinama laminarinio-turbulentinio virsmo vieta. 90 pav. parodytas pasienio sluoksnio kitimas pasroviui.



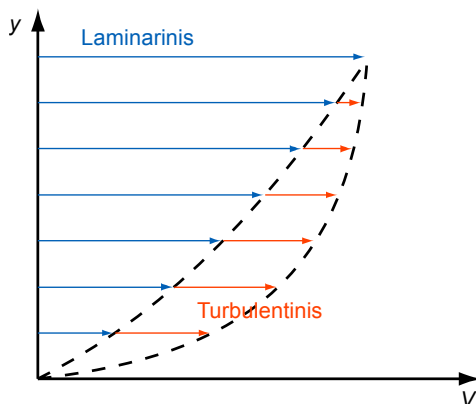
89 pav. Pasienio sluoksnio greičių epiūra



90 pav. Laminarinio pasienio sluoksnio virsmas turbulentiniu

Laminarinio ir turbulentinio pasienio sluoksnio greičių kitimas prie paviršiaus yra skirtingas. 91 pav. parodytos laminarinio ir turbulentinio pasienio sluoksnio greičių epiūros. Nuo to, kaip sparčiai didėja greitis prie pat paviršiaus, priklauso trinties pasipriešinimas. Kuo sparčiau didėja greitis, tuo didesnis pasipriešinimas. Iš epiūrų matome, kad turbulentinio pasienio sluoksnio pasipriešinimas yra didesnis. Todėl projektuojant lėktuvus dažnai stengiamasi, kad kuo didesnėje paviršiaus dalyje būtų laminarinis pasienio sluoksnis.

Srauto greitis arti kūno paviršiaus lemia pasienio sluoksnio kinetinę energiją. Laminariniame pasienio sluoksnyje tostant nuo kūno paviršiaus greitis didėja lėtai. Srauto kinetinė energija nedidelė. Todėl laminarinis pasienio sluoksnis negali nugalėti stipresnio slėgio didėjimo srauto kryptimi ir turi gerokai didesnę tendenciją atitrūkti nuo paviršiaus negu turbulentinis pasienio sluoksnis.



91 pav. Laminarinio ir turbulentinio pasienio sluoksnio epiūros

1.12. Ypatingos sąlygos

1.12.1. Apledėjimas ir kitoks užterštumas

Apledėjimas, šerkšnas, sniegas ir lietus pablogina lėktuvo skrydžio charakteristikas.

Sąstingio taške susikaupęs net ir nedidelis ledo kiekis pakeičia profilio priekinės dalies formą. Paviršius tampa gruoblėtas. Nuo pat priekinės briaunos pasienio sluoksnis tampa turbulentine.

Apledėjimas, šerkšnas, sniegas ir lietus pakeičia lėktuvo paviršių. Pasikeičia paviršiaus geometrija, jis pasidaro šiurkštus.

Lietus ir kiti skysčiai, susikaupę lėktuvo paviršiuje, padidina jo masę. Skysčio įtaka aerodinaminei kokybei priklauso nuo to, ar paviršius yra drėkinantis, ar ne. Jeigu paviršius yra nedrėkinantis, vanduo ant jo pasiskirsto plėvele ir jo įtaka srautui yra mažesnė.

Priekinė briauna apledėja, kai lėktuvas skrenda debesyse, kuriuose yra peršalusio vandens lašelių ir aplinkos temperatūra yra nuo 0 iki -20° . Peršalę vandens lašeliai, atsitrenkę į priekinę sparno dalį, iš karto prišąla.

Sparno, kurio priekinė briauna apledėjusi, pasienio sluoksnis nuo pat priekinės briaunos yra turbulentinis, srautas atitrūksta nuo

sparno nepasiekęs galinės briaunos. Keliamoji jėga mažėja, pasipriešinimas didėja, vairų efektyvumas ir lėktuvo valdumas mažėja.

Aplėdėjusio lėktuvo kritinis atakos kampas sumažėja, smukos greitis padidėja, aerodinaminiai išpėjimo apie artėjimą prie smukos požymiai susilpnėja arba visai išnyksta.

Kai aplėdėja horizontalioji uodegos plokštuma, sumažėja aukščio vairo efektyvumas. Jeigu esant pradiniam skrydžio režimui uodegos keliamoji jėga veikė žemyn, tai, aplėdėjus stabilizatoriui ir prasi-dėjus jo smukai, žemyn veikiančios jėgos gali nepakakti, ir lėktuvas gali pradėti leisti nosį žemyn.

Pagrindiniai aplėdėjimo efektai, turintys įtakos lėktuvo kilimui ir nusileidimui, yra padidėjęs smukos greitis, padidėjęs pasipriešini-mas, pablogėjęs lėktuvo valdumas. Lėktuvo kilimo ir tūpimo greitis turi būti didesnis. Kilimo distancija bus ilgesnė.

Užterštas lėktuvo paviršius turbulizuoja pasienio sluoksnį nuo pat priekinės briaunos. Turbulentinis pasienio sluoksnis, prasidėjęs nuo priekinės briaunos, atitrūksta nuo sparno paviršiaus, nepasiekęs galinės briaunos. Todėl padidėja pasipriešinimas, sumažėja aerodi-naminė kokybė ir maksimalus keliamosios jėgos koeficientas. Dėl mažesnio maksimalaus keliamosios jėgos koeficiento padidėja lėktu-vo smukos greitis, o kartu kilimo ir tūpimo greitis. Kylant dėl padi-dėjusio pasipriešinimo traukos perteklius yra mažesnis. Esant mažes-niam traukos pertekliui ir didesniam kilimo greičiui reikia ilgesnės kilimo distancijos. Esant didesniam tūpimo greičiui, reikia ilgesnės tūpimo distancijos.

1.12.2. Sklandmens deformacija ir modifikacija, lėktuvo senėjimas

Lėktuvas nėra absoliučiai standus kūnas. Veikiamas aerodina-minių jėgų skrydžio metu lėktuvas deformuojasi. Anksčiau sukurtų ir dabar dar naudojamų lėktuvų deformacijos nebūdavo įvertinamos projektavimo metu. Todėl dėl deformacijų lėktuvo aerodinaminės charakteristikos truputį pablogėja. Dabar jau lėktuvo projektavimo

etape įvertinamos būsimos jo deformacijos skrydžio metu. Lėktuvas gaminamas taip, kad jo forma būtų optimali, kai jis deformuojasi skrydžio metu.

Eksplotavimo metu lėktuvo paviršiaus kokybė prastėja dėl atmosferinių poveikių. Paviršius darosi šiurkštesnis, atsiranda vietinių nelygumų. Todėl laminarinis pasienio sluoksnis anksčiau virsta turbulentine, padidėja ir turbulentinio pasienio sluoksnio pasipriešinimas.

2. TRANSGARSINĖ AERODINAMIKA

2.1. Macho skaičius

Macho skaičius yra srauto greičio arba skrydžio greičio ir garso greičio santykis. Lėktuvo skrydžiui svarbus laisvojo srauto (*free stream*) Macho skaičius, kuris žymimas M_∞ arba M_{FS} . Jis yra lygus tikrojo skrydžio greičio V_{TAS} ir garso greičio lėktuvo aplinkoje a santykiui:

$$M_\infty = M_{FS} = \frac{V_{TAS}}{a}. \quad (42)$$

2.1.1. Garso greitis

Garso greitis ore (m/s) priklauso tik nuo oro temperatūros:

$$a \approx 20\sqrt{T} \quad (\text{m/s}); \quad (43)$$

čia T – absoliučioji oro temperatūra pagal Kelvino skalę.

2.1.2. Temperatūros ir aukščio įtaka Macho skaičiui

Iš (43) formulės matome, kad garso greitis ore priklauso tik nuo oro temperatūros.

Didėjant aukščiui troposferoje, oro temperatūra mažėja, ir garso greitis mažėja. Stratosferoje, kur oro temperatūra nepriklauso nuo aukščio, garso greitis taip pat nepriklauso nuo aukščio. Garso greičio reikšmės įvairiuose aukščiuose pateiktos 1 lentelėje (žr. p. 12).

Kai lėktuvas skrenda esant pastoviam slėgio aukščiui ($p = 0$) pastoviu kalibruotu greičiu ($V_{CAS} = \text{const}$), jo Macho skaičius M_∞ nepriklauso nuo oro temperatūros kitimo esant šiam slėgio aukščiui. Išsiaiškinkime, kodėl taip yra. Macho skaičius apskaičiuojamas pagal formulę (42), garso greitis – pagal formulę (43). Kai žinomas kalibruotas greitis V_{CAS} , tikrąjį greitį galima apskaičiuoti pagal formulę:

$$V_{TAS} = \frac{V_{CAS}}{\sqrt{\sigma}} ; \quad (44)$$

čia σ – vietinio oro tankio ρ ir standartinio oro tankio ρ_0 santykis $\sigma = \rho/\rho_0$. Vietinį oro tankį galima apskaičiuoti iš dujų būvio lygties (5):

$$\rho = \frac{P}{RT} . \quad (45)$$

Jei gautas formules įrašysime į Macho skaičiaus formulę (42), gausime:

$$M_{\infty} = \frac{V_{TAS}}{a} = \frac{V_{CAS}}{a\sqrt{\sigma}} = \frac{V_{CAS}}{20\sqrt{T} \sqrt{\frac{P}{\rho_0 RT}}} = \frac{V_{CAS}}{20 \sqrt{\frac{P}{\rho_0 R}}} . \quad (46)$$

Iš gauto rezultato matome, kad šiomis skrydžio sąlygomis M_{∞} nepriklauso nuo temperatūros.

Troposferoje didėjant aukščiui, temperatūra krinta (standartinės atmosferos sąlygomis) po $6,5^{\circ}$ kas 1 000 m. Vadinasi, didėjant aukščiui garso greitis mažėja. Jeigu lėktuvas aukštėja troposferoje, kai Macho skaičius pastovus, tikrasis lėktuvo greitis mažės, nes tikrasis greitis iš (42) formulės yra lygus $V_{TAS} = M_{\infty} a$.

Stratosferoje temperatūra pastovi, o kartu ir garso greitis pastovus. Lėktuvui aukštėjant stratosferoje, kai Macho skaičius pastovus, tikrasis greitis bus pastovus.

Macho skaičius yra tikrojo greičio ir garso greičio santykis. Jeigu lėktuvas aukštėja, kai kalibruotas greitis pastovus, tikrasis lėktuvo greitis didės, nes tankis didėjant aukščiui mažėja. Oro temperatūra troposferoje mažėja, kai aukštis didėja, vadinasi, ir garso greitis mažėja.

Kai lėktuvas aukštėja troposferoje pastoviu kalibruotu greičiu, tikrasis greitis didėja, o garso greitis mažėja. Vadinasi, jų santykis, t. y. Macho skaičius, didėja.

Kai lėktuvas aukštėja stratosferoje pastoviu kalibruotu greičiu, tikrasis greitis didėja, o garso greitis nesikeičia, nes temperatūra nesikeičia. Vadinasi, jų santykis, t. y. Macho skaičius, didėja.

Kai lėktuvas aukštėja troposferoje pastoviu tikruoju greičiu, garso greitis mažėja. Vadinasi, jų santykis, t. y. Macho skaičius, didėja.

Kai lėktuvas aukštėja stratosferoje pastoviu tikruoju greičiu, garso greitis nesikeičia, nes temperatūra nesikeičia. Vadinasi, jų santykis, t. y. Macho skaičius, yra pastovus.

2.1.3. Oro spūdumas

Oras yra dujos. Keičiant slėgį, keičiasi ir oro tankis. Kai srauto greitis yra gerokai mažesnis už garso greitį, tankio pokyčiai sklinda į visas puses garso greičiu. Tankis visoje srauto erdvėje išlieka pastovus.

Kai srauto greitis yra artimas garso greičiui, tankis nespėja išsilyginti. Keičiantis slėgiui išilgai su srovės linija keičiasi ir tankis.

Todėl Macho skaičius yra oro srauto spūdumo matas.

2.2. Statmenos smūgio bangos

Pagal Macho skaičių visus oro srautus galima suskirstyti į keletą diapazonų. Toliau nurodytos Macho skaičiaus reikšmės yra tik orientacinės. Šios reikšmės įvairiems kūnams ir skirtingiems atakos kampams yra kitokios.

Jeigu visuose srauto erdvės taškuose greitis yra mažesnis už garso greitį, srautas vadinamas ikigarsiniu. Ikigarsiniame sraute galima išskirti dvi sritis.

Kai laisvojo srauto Macho skaičius yra nedidelis ($M_\infty < 0,4$), tankis visoje srauto erdvėje spėja išsilyginti. Spūdumo įtaka tokiame sraute nejaučiama.

Kai laisvojo srauto Macho skaičius yra didesnis ($0,4 < M_\infty < 0,75$), tankis visoje srauto erdvėje nespėja išsilyginti. Keičiantis slėgiui išilgai su srovės linija keičiasi ir tankis.

Kai srauto greitis yra artimas garso greičiui ($0,75 < M_\infty < 1,2$), sraute yra sričių, kuriose greitis mažesnis už garso greitį, bet yra sričių, kuriose greitis didesnis už garso greitį.

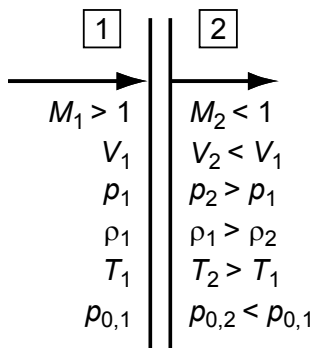
Kai laisvojo srauto greitis yra gerokai didesnis už garso greitį ($1,2 < M_\infty < 5$), visoje srauto erdvėje greičiai yra viršgarsiniai.

Kai laisvojo srauto Macho skaičius yra didesnis už 5 ($M_\infty > 5$), tokiuose srautuose svarbią reikšmę įgyja šilumos mainai.

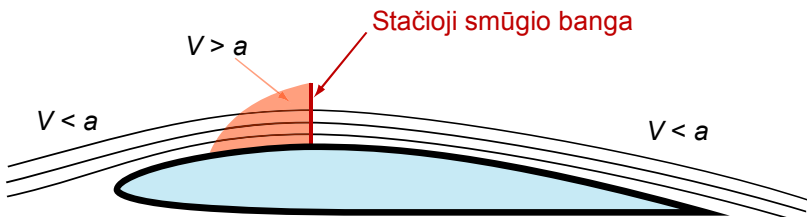
Transgarsiniai ir viršgarsiniai srautai iš esmės skiriasi nuo ikigarsinių tuo, kad juose susidaro smūgio bangos. Smūgio bangos būna dviejų tipų: stačiosios ir įstrižosios. Stačiosios smūgio bangos susidaro tose vietose, kur srautas iš viršgarsinio sulėtėja ir tampa ikigarsiniu. Srautas iš ikigarsinio į viršgarsinį gali greitėti laipsniškai, bet iš viršgarsinio į ikigarsinį jis sulėtėti gali tiktai šuoliškai, sudarydamas smūgio bangą. Smūgio bangoje dalis mechaninės energijos virsta į šilumą. Už smūgio bangos srauto mechaninė energija mažesnė.

92 pav. parodyta, kaip pasikeičia pagrindiniai srauto parametrai stačiojoje smūgio bangoje: Macho skaičius M , greitis V , statinis slėgis p , tankis ρ , temperatūra T ir visuminis slėgis p_0 . Indeksu (1) pažymėti srauto parametrai prieš smūgio bangą, indeksu (2) pažymėti srauto parametrai už smūgio bangos.

93 pav. parodyta stačioji smūgio banga profilio paviršiuje. Stačioji smūgio banga yra statmena profilio paviršiui. Nuo profilio paviršiaus ji tęsiasi tiek, kiek yra išsiplėtusi viršgarsinio srauto sritis.



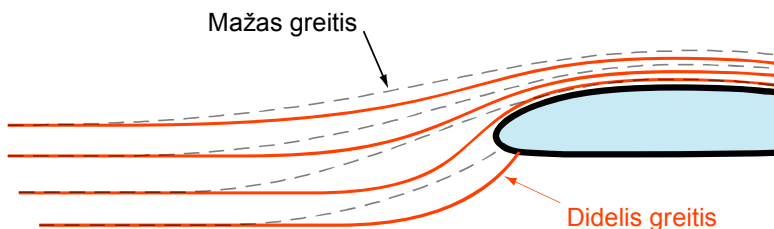
92 pav. Srauto parametrų pokytis stačiojoje smūgio bangoje



93 pav. Stačioji smūgio banga

2.2.1. M_{KR} ir jo viršijimas

94 pav. parodytos srovės linijos prieš profilį, esant dviem srauto greičiams. Kuo srauto greitis artimesnis garso greičiui, tuo arčiau aptekamo kūno srovės linijos nukrypsta nuo pradinės krypties, prisitaikydamos prie kūno formos. Pasikečia ir priekinio sąstingio taško vieta. Didėjant Macho skaičiui, kai atakos kampas pastovus, sąstingio taškas apatiniu paviršiumi juda atgal. Vadinasi, didėjant Macho skaičiui, kai atakos kampas pastovus, keliamosios jėgos koeficientas didės ir keliamosios jėgos kreivės nuolydis bus statesnis.



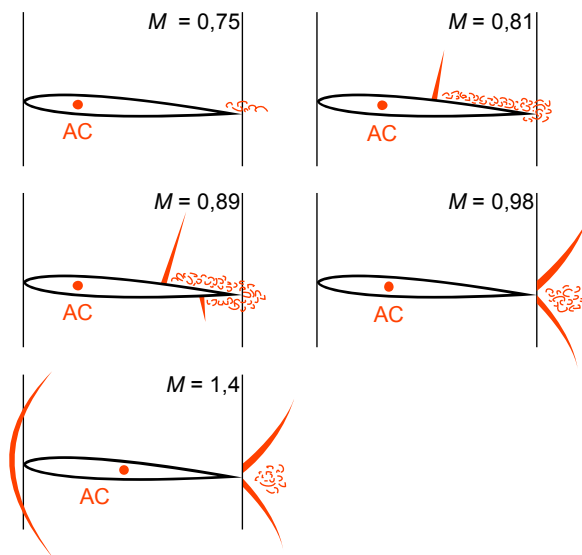
94 pav. Spūdumo įtaka srovės linijoms

Kai srautas apteka kūną, kūno paviršiuje yra vietų, kuriose srauto greitis yra didesnis už laisvojo srauto greitį. Laisvojo srauto Macho skaičius, kuriam esant maksimalus vietinis greitis kūno paviršiuje pasiekia garso greitį, vadinamas kritiniu Macho skaičiumi M_{KR} . Kritinis Macho skaičius priklauso nuo kūno formos ir nuo padėties sraute. Sparno kritinis Macho skaičius priklauso nuo profilio formos ir nuo atakos kampo. Didėjant atakos kampui, maksimalus vietinis

greitis profilio paviršiuje didėja, todėl kritinis Macho skaičius mažėja. Jeigu du vienodi, bet skirtingo svorio lėktuvai skrenda vienu prietaisiniu greičiu, sunkesnio lėktuvo atakos kampas yra didesnis. Todėl sunkesnio lėktuvo kritinis Macho skaičius bus mažesnis.

2.2.2. Įvairių faktorių įtaka

95 pav. parodytos smūgio bangos profilio paviršiuje esant skirtingiems Macho skaičiams.

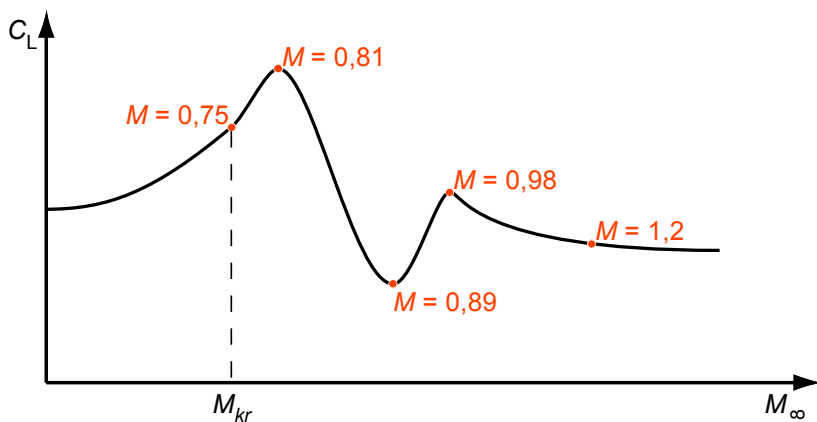


95 pav. Macho skaičiaus įtaka smūgio bangoms
profilio paviršiuje

Macho skaičius 0,75 yra šio profilio kritinis Macho skaičius. Toliau didėjant Macho skaičiui, viršutiniame paviršiuje susidaro viršgarsinio srauto zona, kuri baigiasi stačiąja smūgio banga. Didėjant Macho skaičiui, viršgarsinio srauto zona plečiasi, smūgio bangos intensyvumas didėja. Kai Macho skaičius pasiekia reikšmę 0,81, apatiniame paviršiuje maksimalus vietinis greitis pasiekia garso greitį. Didėjant Macho skaičiui viršgarsinio srauto zona apačioje plečiasi

greičiau ir apatinė smūgio banga juda greičiau galinės briaunos link. Kai $M_\infty = 0,89$, apatinė smūgio banga priartėja prie galinės briaunos. Toliau didėjant Macho skaičiui, viršutinė smūgio banga juda galinės briaunos link greičiau už apatinę. Kai $M_\infty = 0,98$, viršutinė ir apatinė smūgio banga pasiekia galinę profilio briauną, beveik visame profilio paviršiuje greitis yra viršgarsinis. Kai Macho skaičius viršija vienetą, prieš profilio priekinę briauną susiformuoja lenkta smūgio banga, o nuo galinės briaunos nueina dvi smūgio bangos.

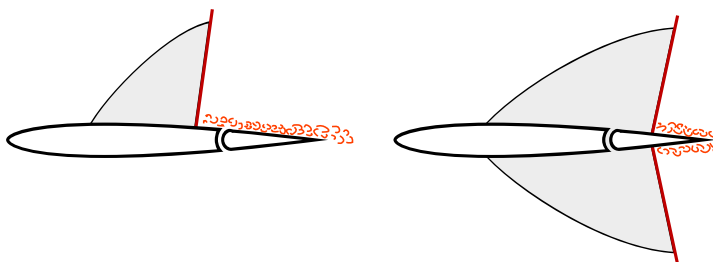
Toks srauto struktūros kitimas profilio aplinkoje turi įtakos keliamosios jėgos koeficiento priklausomybei nuo Macho skaičiaus, kai atakos kampas yra pastovus. Ši priklausomybė parodyta 96 pav.



96 pav. Spūdumo įtaka keliamosios jėgos koeficientui, kai atakos kampas pastovus

Kai viršijamas kritinis Macho skaičius, pradžioje susidaro viršgarsinio srauto sritis tik sparno viršutinėje dalyje, kuri užsibaigia stačiąja smūgio banga, kaip parodyta 97 pav. kairėje. Už smūgio bangos slėgis staigiai padidėja ir dėl to pasienio sluoksnis dažniausiai atitrūksta. Atitrūkus pasienio sluoksniui vairo efektyvumas sumažėja.

Kai Macho skaičius labai viršija kritinį, viršgarsinio srauto zona susiformuoja ir apatiniame paviršiuje. Smūgio bangos viršutiniame ir apatiniame paviršiuje pasislenka ant vairo. Už smūgio bangos ati-



97 pav. Smūgio bangos įtaka vairui

trūkęs pasienio sluoksnis labai sumažina vairo efektyvumą ir sukelia vibraciją.

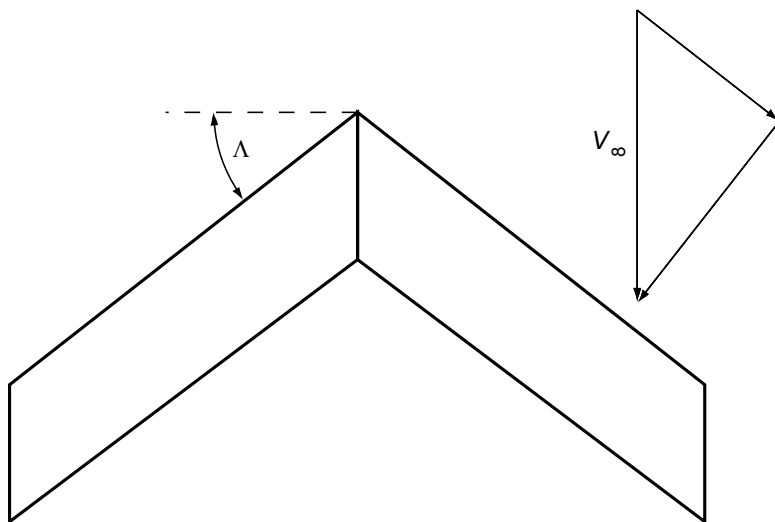
Didėjant atakos kampui, maksimalus vietinis greitis profilio paviršiuje didėja, todėl kritinis Macho skaičius mažėja.

Stacionios smūgio bangos intensyvumas priklauso nuo Macho skaičiaus skirtumo prieš bangą ir už jos. Kuo didesnis skirtumas, tuo intensyvesnė smūgio banga ir didesni mechaniniai srauto nuostoliai smūgio bangoje. Didėjant atakos kampui, smūgio bangos intensyvumas didėja.

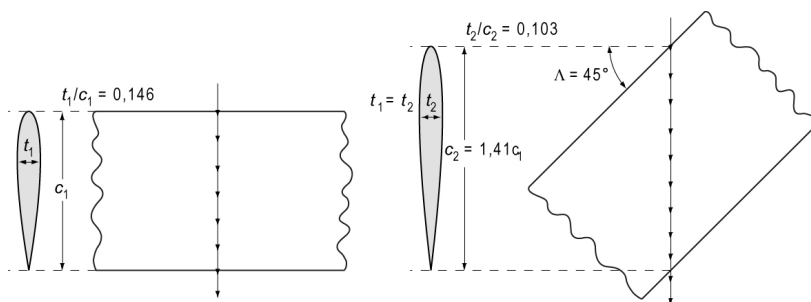
Sparno strėliškumas padidina kritinį Macho skaičių. Šį efektą galima aiškinti dviem aspektais.

Strėliškumas sumažina efektyvų sparno aptekėjimo greitį (98 pav.). Strėlinį sparną aptekantį srautą galima išskaidyti į dvi projekcijas. Sparno aptekėjimui lemiamos įtakos turi tik sparnui statmena greičio projekcija, kuri yra mažesnė už laisvojo srauto greitį. Todėl kritinis strėlinio sparno Macho skaičius yra didesnis.

Strėlinio sparno kritinio Macho skaičiaus didėjimą galima nagrinėti ir kitaip, bet rezultatai gausime tokį pat. Kritinis Macho skaičius priklauso nuo profilio santykinio storio. Kuo plonesnis profilis, tuo didesnis kritinis Macho skaičius. 99 pav. parodytos dviejų sparnų atkarpos. Abiejų sparnų profiliai statmenai priekinei briaunai yra vienodi. Iš brėžinio matyti, kad strėlinio sparno styga srauto kryptimi yra didesnė. Vadinasi, strėlinio sparno santykinis profilio storis srauto kryptimi yra mažesnis. Todėl jo kritinis Macho skaičius yra didesnis.



98 pav. Sparno strėliškumo įtaka efektyviam srauto greičiui



99 pav. Sparno strėliškumo įtaka profilio storiui

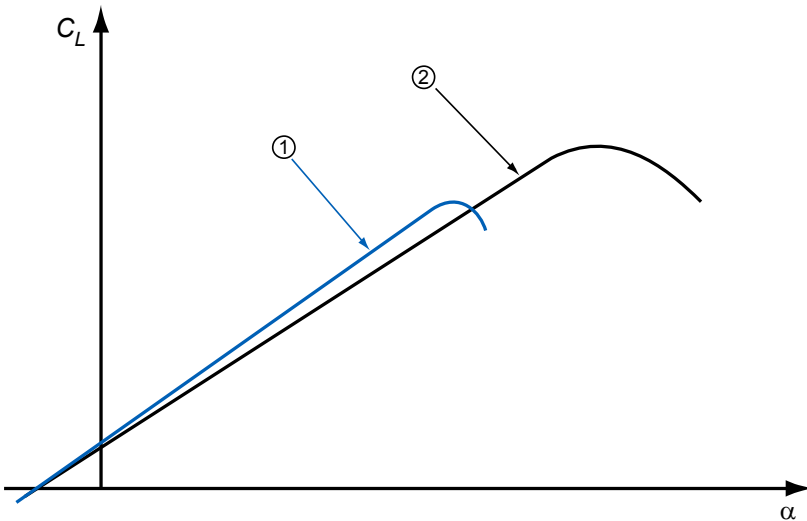
Transporto lėktuvų sparnai daromi strėliški, norint padidinti kritinį Macho skaičių ir kreiserinį greitį. Tačiau esant mažiems greičiams strėliniai sparnai turi trūkumų. Iš 98 pav. matome, kad strėlinių sparnų keliamąją jėgą lemia greičio projekcija, statmena sparnui. Todėl strėlinio sparno maksimali keliamoji jėga yra mažesnė. Atitinkamai mažiau efektyvi yra strėlinio sparno mechanizacija.

Kitas strėlinių sparnų trūkumas – srauto atitrūkimo pradžia nuo sparno galų. Šiuo atveju slėgio centras pasislenka pirmyn ir lėktuvas savaime didina atakos kampą. Skrendant mažu greičiu tai yrapavojinga.

Transgarsiniams ir viršgarsiniams srautams egzistuoja plotų taisyklė. Jos esmė yra tokia: lėktuvo pasipriešinimas būna mažesnis, jei viso lėktuvo skerspjūvio plotų kitimas išilgai su liemeniu būna tolygus.

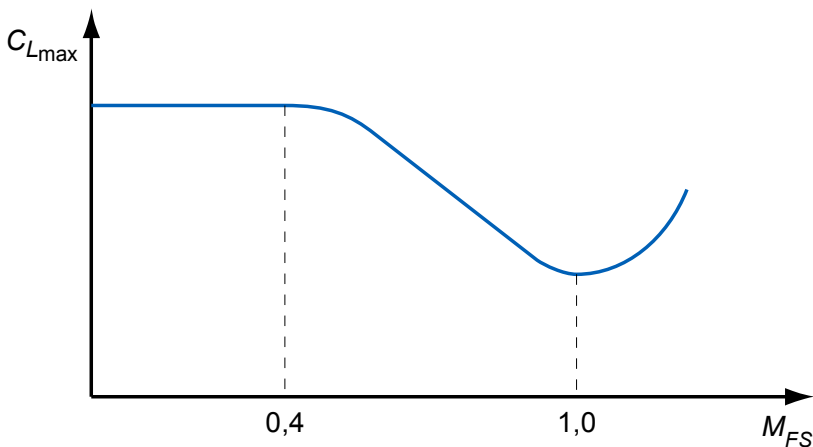
2.2.3. M_{KR} įtaka įvairiems faktoriams

100 pav. parodyta keliamosios jėgos koeficiento priklausomybė nuo atakos kampo esant dviem skrydžio greičiams. Kai greitis toks didelis, kad pasireiškia spūdumo įtaka, kreivės nuolydis yra statėsnis, bet maksimalus keliamosios jėgos koeficientas mažesnis.



100 pav. Spūdumo įtaka keliamosios jėgos kreivei: 1) didelis greitis; 2) mažas greitis

Maksimalus keliamosios jėgos koeficientas priklauso nuo Macho skaičiaus. Ši priklausomybė parodyta 101 pav. Iki Macho skaičiaus maždaug 0,4, kol nepasireiškia spūdumas, maksimalus kelia-

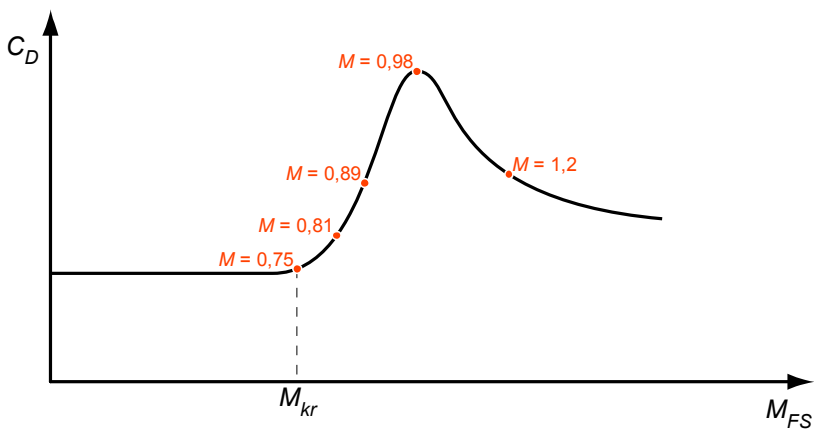


101 pav. Spūdumo įtaka C_{Lmax}

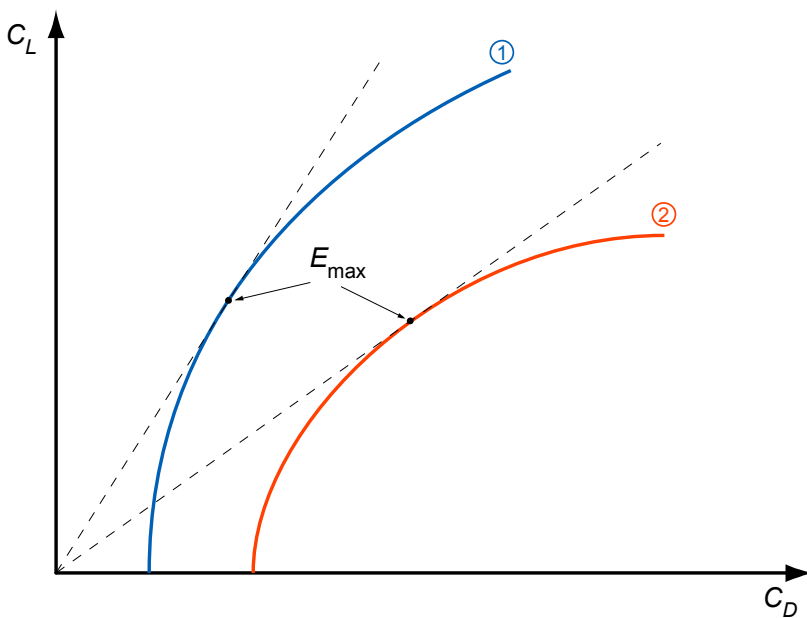
mosios jėgos koeficientas yra pastovus. Toliau didėjant Macho skaičiui, kai spūdumo įtaka vis didesnė, maksimalus keliamosios jėgos koeficientas mažėja iki pat Macho skaičiaus, lygaus vienetui. Kai Macho skaičius viršija vienetą, maksimalus keliamosios jėgos koeficientas vėl pradeda didėti.

Kadangi didėjant Macho skaičiui nuo 0,4 maksimalus keliamosios jėgos koeficientas mažėja, o lėktuvui aukštėjant pastoviu prietaisiniu greičiu Macho skaičius didėja, tai rodo, kad didėjant skrydžio aukščiui prietaisinis smukos greitis pradžioje bus pastovus, o vėliau ims didėti.

102 pav. parodyta profilio pasipriešinimo priklausomybė nuo Macho skaičiaus, kai atakos kampas pastovus. Grafike pažymėti atskiri taškai, atitinkantys tuos režimus, kurie parodyti 95 pav. Iki kritinio Macho skaičiaus pasipriešinimo koeficientas yra beveik pastovus. Viršijus kritinį Macho skaičių ant profilio susidaro smūgio bangos ir pasipriešinimas pradeda didėti. Šis papildomas pasipriešinimas vadinamas banginiu pasipriešinimu. Viršijus garso greitį pasipriešinimo koeficientas vėl pradeda mažėti.



102 pav. Spūdumo įtaka pasipriešinimo koeficientui, kai atakos kampas pastovus

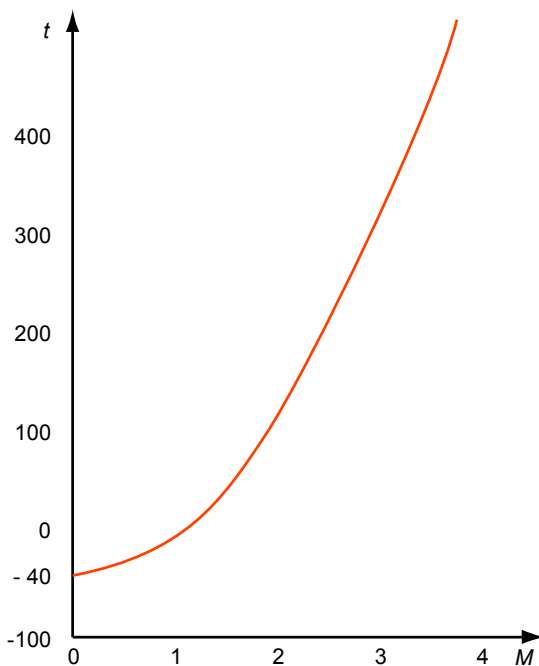


103 pav. Spūdumo įtaka poliarei: 1) mažas greitis;
2) didelis greitis

Didėjant Macho skaičiui truputį didėja keliamosios jėgos koeficientas esant pastoviam atakos kampui ir mažėja maksimalus keliamosios jėgos koeficientas. Viršijus kritinį Macho skaičių, pasipriešinimas labai padidėja. Šių pokyčių bendra įtaka profilio poliarei parodyta 103 pav.

2.2.4. Aerodinaminis kaitimas

Oras įkaista nuo trinties ir nuo suspaudimo. Trintis pasireiškia pasienio sluoksnyje. Slėgis padidėja priekiniame sastingio taške ir už smūgio bangos. Kol Macho skaičius neviršija 0,4, oro temperatūros pokyčiai yra nepastebimi. Esant didesniems Macho skaičiams oro temperatūra ir aptekamo paviršiaus temperatūra didėja. 104 pav. pa-



104 pav. Paviršiaus temperatūros priklausomybė nuo Macho skaičiaus

rodyta paviršiaus temperatūros priklausomybė nuo Macho skaičiaus. Kol Macho skaičius neviršija 2, paviršiaus temperatūros padidėjimas yra nepavojingas įprastiniam duraliuminiui, iš kurio dažniausiai daromi lėktuvai. Esant didesnei temperatūrai reikia specialių medžiagų.

2.2.5. Smuka dėl smūgio bangos, baftingas dėl M

Už smūgio bangos slėgis staigiai padidėja. Slėgio padidėjimas sukelia pasienio sluoksnio atitrūkimą. Šis procesas vadinamas smūgio smuka.

Macho baftingas yra lėktuvo drebinimas, kurį sukelia smūgio banga. Yra dvi Macho baftingo priežastys.

Kai dėl smūgio smukos nuo sparno atitrūkęs srautas patenka ant uodegos, jis smarkiai drekina uodegą.

Kita priežastis yra smūgio bangos nestabilumas. Kai Macho skaičius didesnis už kritinį, viršijus tam tikrą keliamosios jėgos koeficiento reikšmę, smūgio banga dideliu dažnumu ima šokinėti pirmyn – atgal. Kadangi už smūgio bangos slėgis staigiai padidėja, pasireiškia daužymo į sparną efektas.

2.2.6. Smukos dėl smūgio bangos įtaka

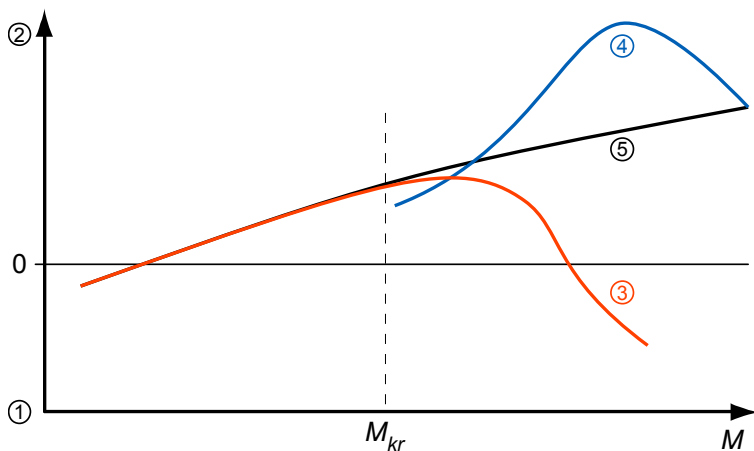
Už smūgio bangos atitrūkęs srautas padidina pasipriešinimą. Šis pasipriešinimo padidėjimas vadinamas banginiu pasipriešinimu.

Lėktuvo sparno santykinis storis prie liemens paprastai būna didesnis negu gale. Didėjant Macho skaičiui smūgio smuka pirmiausia prasidės storiausioje sparno vietoje prie liemens. Jeigu sparnas strėlinis, tai, atitrūkus srautui prie liemens, slėgio centras juda atgal. Susidaro momentas, kuris mažina atakos kampą ir polinkio kampą.

Sumažėjus srauto atitrūkimui prie liemens, sumažėja ir srauto nulenkimas prie uodegos. Tai irgi mažina atakos kampą ir polinkio kampą. Susidaro tokia situacija, kad, norint padidinti greitį, pilotui nereikia stumti šturvalo arba vairalazdės, lėktuvas pats stengiasi didinti greitį. Lėktuvo greitis tampa nestabilus.

Kai viršijamas kritinis Macho skaičius, ant strėlinio sparno arti liemens susiformuoja smūgio bangos. Dėl šios smūgio bangos sumažėja keliamoji jėga prieš svorio centrą ir sumažėja srauto nulenkimasis prie uodegos. Abu šie efektai sukuria polinkio žemyn efektą. Norint padidinti skrydžio greitį, jau nebereikia šturvalo stumti pirmyn, bet jį reikia net prilaikyti traukiant į save. Lėktuvo greitis tampa nestabilus.

Kad lėktuvas būtų stabilus viršijus kritinį Macho skaičių, aukščio valdymo sistemoje įjungiamas Macho balansavimo mechanizmas. 105 pav. 1 kreivė rodo šturvalo arba vairalazdės valdymo jėgos priklausomybę nuo Macho skaičiaus. Iki kritinio Macho skaičiaus ši priklausomybė yra tiesinė. Norint padidinti skrydžio greitį, šturvalą reikia stumti pirmyn. Esant didesniems Macho skaičiams kreivė nulinksta žemyn. Nuo tam tikro Macho skaičiaus, norint padidinti greitį, šturvalą reikėtų traukti atgal. Antroji 105 pav. kreivė rodo Macho balansavimo mechanizmo įtaką. Trečioji kreivė rodo galutinį rezultatą.



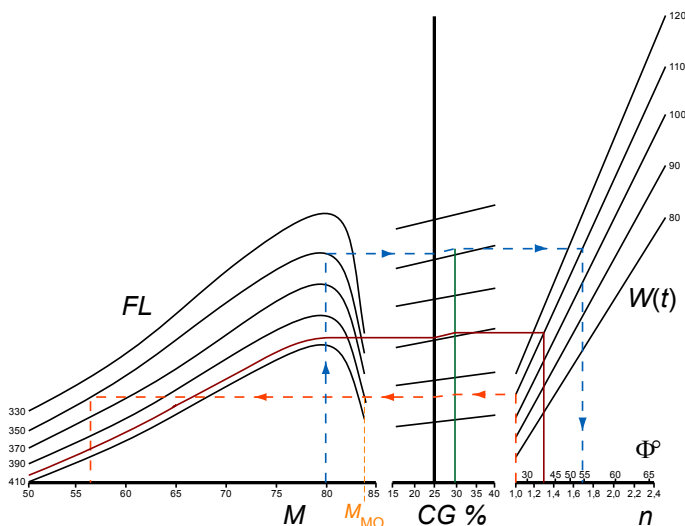
105 pav. Macho balansavimo efektas: 1 – traukti; 2 – stumti;
3 – pradinė kreivė; 4 – Macho balansavimo efektas;
5 – galutinis rezultatas

2.2.7. Baftingo riba, aerodinaminės lubos

Macho baftingo pradžia priklauso nuo dviejų pagrindinių parametru: Macho skaičiaus ir atakos kampo. Macho skaičius priklauso nuo skrydžio greičio ir aukščio. Reikiamas atakos kampas priklauso nuo lėktuvo svorio, skrydžio greičio, skrydžio aukščio, perkrovos koeficiento ir truputį priklauso nuo centruotės. Baftingo pradžios sąlygos nustatomos iš diagramos. 106 pav. parodytas baftingo diagramos pavyzdys. Tokia diagrama kiekvieno tipo lėktuvui yra kitokia.

Lėktuvo aerodinaminės lubos – tai maksimalus aukštis, kuriame gali skristi lėktuvas. Šiame aukštyje lėktuvas gali skristi tik tam tikru greičiu ir neturi jokios greičio ir perkrovos atsargos manevrui. Toks skrydis yra nesaugus, todėl transporto lėktuvams leidžiamas maksimalus skrydžio aukštis, kuriame jie gali skristi perkrovos koeficientui esant 1,3.

Iš baftingo pradžios diagramos nustatykime lėktuvo maksimalų skrydžio aukštį esant perkrovai 1,3, kai lėktuvo masė 110 t, centruotė 30 %, Macho skaičius 0,8. Iš perkrovos koeficiento reikšmės 1,3 išvedame vertikalią liniją iki susikirtimo su 110 t linija, toliau išveda-



106 pav. Macho baftingo diagrama

me horizontalią liniją iki 30 % centruotės ribos, toliau – lygiagrečiai iki centruotės atskaitos linijos ir vėl lygiagrečiai iki Macho skaičiaus 0,8 vertikaliosios linijos. Gauname skrydžio lygį 405. maksimalus skrydžio aukštis esant 1,3 perkrovos koeficientui yra 40 500 pėdų.

Analogiškai kaip ir ankstesniame skyriuje galima nustatyti greitį, kurį riboja baftingas konkrečiame slėgio aukštyje; aerodinamines lubas, esant konkrečiai masei; perkrovos koeficientą ir posvyrio kampą, kai prasideda baftingas, esant žinomai masei ir Macho skaičiui.

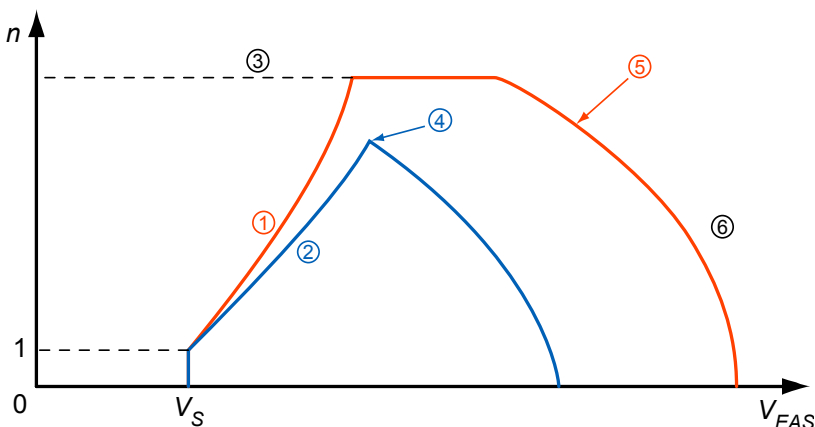
2.2.8. Sąvokos *karsto kampas (coffin corner)* reikšmė

Transporto lėktuvams pagal *EASA CS25* maksimalų leistinąjį skrydžio greitį riboja V_{MO} (*maximum operating speed*) ir M_{MO} (*maximum operating Mach number*). Vienas iš parametrų, pagal kuriuos nustatomos šios ribos, yra baftingo pradžia. Kai lėktuvas aukštėja pastoviu prietaisiniu greičiu, yra pavojus viršyti M_{MO} . Kai jis žemėja pastoviu Macho skaičiumi, yra pavojus viršyti V_{MO} . Viršijus V_{MO} arba M_{MO} , gali prasidėti baftingas, kuris yra pavojingas lėktuvo konstrukcijai.

Minimalų lėktuvo greitį riboja smukos greitis. Lėktuvo maksimalaus ir minimalaus greičio ribas galima nagrinėti manevrinėje gaubiamajoje, kuri braižoma koordinatinių ašių sistemoje $V - n$. Tokia diagrama parodyta 107 pav.

Diagramoje 107 pav. yra dvi kreivės. Viena iš jų atitinka skrydžio aukštį prie žemės, kita – didelį skrydžio aukštį. Mažo aukščio kreivė sudaryta iš trijų atkarpų. Viena atkarpa atitinka smukos greitį esant įvairiems keliamosios jėgos koeficientams, antroji riboja maksimalų leistiną perkrovos koeficientą esant vidutiniams greičiams, trečioji yra Macho baftingo pradžios riba.

Didėjant skrydžio aukščiui, smukos greitis didėja, o baftingo pradžios riba slenka mažesnių greičių kryptimi. Tam tikrame aukštyje šios dvi kreivės susikerta ir nebelieka vidurinės atkarpos. Taškas, kuriame susikerta smukos kreivė ir baftingo pradžios kreivė, vadinamas *karsto kampu (coffin corner)*. Esant šiam režimui greičio diapazonas lygus nuliui: minimalus greitis lygus maksimaliam greičiui.



107 pav. Manevrinė gaubiamoji:

- 1 – smukos riba (prie žemės); 2 – smukos riba (dideliame aukštyje); 3 – maksimalus leidžiamas perkrovos koeficientas;
- 4 – *karsto kampas* (*coffin corner*);
- 5 – baftingo riba; 6 – manevrinė gaubiamoji prie žemės

Padidėjus lėktuvo svoriui, smukos greitis padidėja, o baftingo riba pasislenka mažesnių greičių kryptimi, nes tuo pačiu greičiu lėktuvas turi skristi didesniu atakos kampu. Kai lėktuvas sunkesnis, jo maksimalus leistinas perkrovos koeficientas yra mažesnis. Taigi, padidėjus lėktuvo svoriui, jo manevrinė gaubiamoji susitraukia iš visų pusių.

2.3. M_{KR} viršijimo efektų išvengimo priemonės

Kuo didesnis lėktuvo kreiserinis greitis, tuo efektyvesnis yra transporto lėktuvas. Maksimalų lėktuvo kreiserinį greitį riboja kritinis Macho skaičius. Norint padidinti maksimalų kreiserinį greitį, naudojamos įvairios priemonės, kurios sumažina M_{KR} viršijimo efektus.

2.3.1. Sūkurių generatoriai

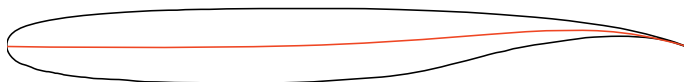
1.9.3 poskyryje buvo aptartas sūkurių generatorių panaudojimas maksimaliam keliamosios jėgos koeficientui ir kritiniam atakos kampui padidinti. Sūkurių generatoriai yra efektyvi ir dažnai naudo-

jama priemonė panaikinti arba susilpninti pasienio sluoksnio atitrūkimą už smūgio bangos.

2.3.2. Superkritinis profilis

Kai Macho skaičius viršija kritinį, banginis pasipriešinimas ima didėti ne iš karto, iki tam tikro virškritinio Macho skaičiaus banginis pasipriešinimas beveik nedidėja. Įprastinių profilių tarpas nuo kritinio Macho skaičiaus iki Macho skaičiaus, nuo kurio pradeda didėti pasipriešinimas, yra nedidelis. Dabartiniuose transporto lėktuvuose naudojami superkritiniai profiliai, kurių Macho skaičiaus, nuo kurio pradeda didėti pasipriešinimas, yra gerokai didesnis už kritinį Macho skaičių.

108 pav. parodytas superkritinis profilis. Pagrindiniai jo požymiai: buka noselė, S formos vidurinė linija, plokščias viršutinis paviršius. Čia parodytas vienas iš pirmųjų superkritinių profilių. Jo kūrėjas yra superkritinių profilių idėjos autorius R.T. Whitcomb. Dabartiniai superkritiniai profiliai turi dar vieną požymį: jų uodegėlė yra buka. Buka noselė dar labiau pagerina profilio savybes.



108 pav. Superkritinis R. T. Whitcomb profilis ir jo vidurinė linija

Viršijus kritinį Macho skaičių, superkritinio profilio paviršiuje susidaro ne viena, bet kelios silpnesnės smūgio bangos. Todėl kritinio Macho skaičiaus viršijimo poveikis yra gerokai silpnesnis.

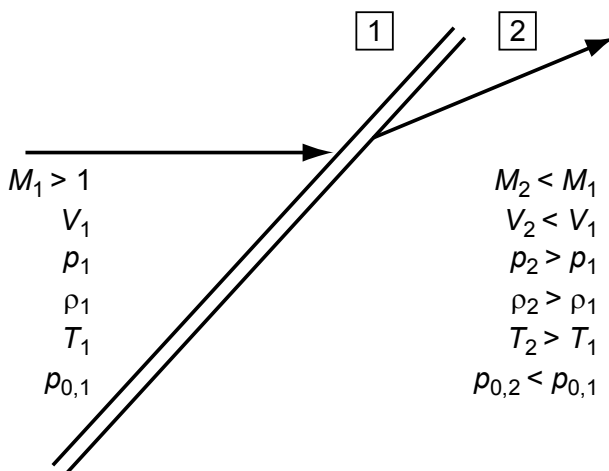
Superkritinio profilio galinė dalis yra apkrauta daug stipriau negu įprastinių profilių.

Naudodamas superkritinį profilį lėktuvo konstruktorius gali pasirinkti vieną arba kelias iš šių alternatyvų, gerinančių lėktuvo charakteristikas, tai: mažesnis strėliškumo kampas, didesnis proilgis, storesnis ir lengvesnis sparnas, daugiau vietos kurui.

3. VIRŠGARSINĖ AERODINAMIKA

3.1. Įstrižosios smūgio bangos

Kai kūnas juda ore greičiau už garsą, nuo jo nueina įstrižosios smūgio bangos, kurios sudaro Macho kūgį. Srauto, praėjusio pro įstrižąją smūgio bangą, parametrų kitimas parodytas 109 pav.



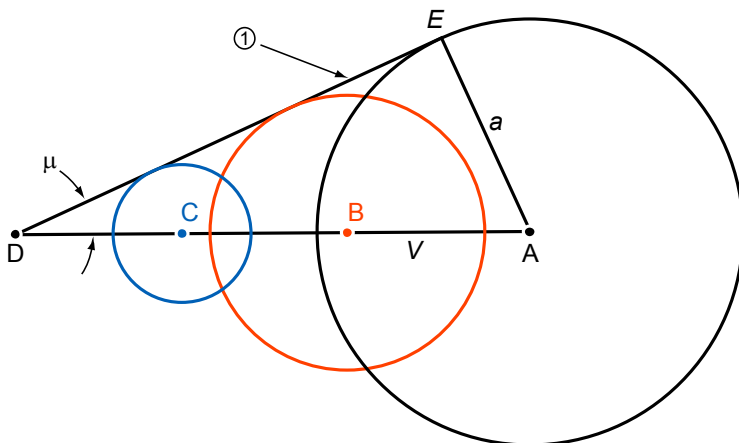
109 pav. Įstrižųjų smūgio bangų charakteristikos

3.1.1. Macho kūgis

Kaip susidaro Macho kūgis, parodyta 110 pav. Lėktuvas skrenda greičiau už garsą. Paviršius, kuris skiria nesutrikdytojo srauto sritį nuo srities, kurioje sklinda trikdžiai dėl lėktuvo skrydžio, vadinamas Macho kūgiu.

Kampas, kurį sudaro kūgio sudaromoji su skrydžio kryptimi, vadinamas Macho kampu ir žymimas μ . Iš stačiojo trikampio galima apskaičiuoti Macho kampo sinusą:

$$\sin \mu = \frac{a}{V} = \frac{1}{M}. \quad (47)$$



110 pav. Macho linijos ir Macho kampas, 1 – Macho linija

Iš (47) formulės matome, kad didėjant Macho skaičiui Macho kampas mažėja.

Kai viršgarsiniu greičiu juda bukas kūnas, prieš jį susidaro stačioji smūgio banga, kuri laipsniškai pereina į įstrižąją smūgio bangą. Tokia smūgio banga vadinama lenktąja smūgio banga.

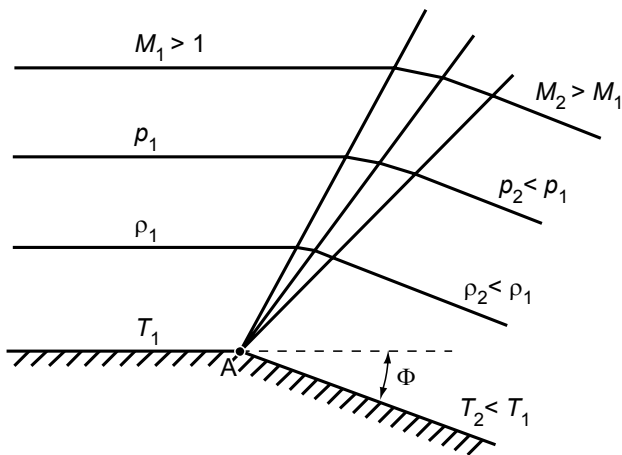
Macho kūgio viduje jaučiami lėktuvo trikdžiai, pvz., girdėti variklio ūžimas. Macho kūgio išorėje yra „tylos“ zona.

3.1.2. Lėktuvo masės (sparno apkrovos) įtaka

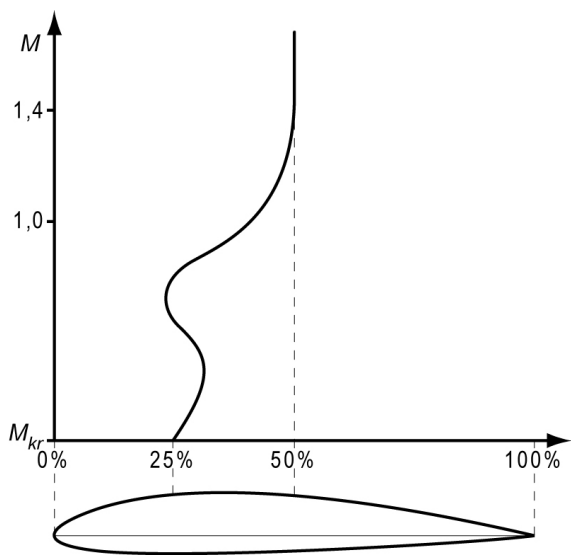
Kuo lėktuvas sunkesnis, tuo didesnę keliamąją jėgą jis sukuria ir tuo intensyvesnę įstrižąją smūgio bangą.

3.1.3. Išsiplėtimo bangos

Kai viršgarsinis srautas apteka išgaubtą paviršių, nuo jo nueina išsiplėtimo bangos, kaip parodyta 111 pav.



111 pav. Išsiplėtimo bangos

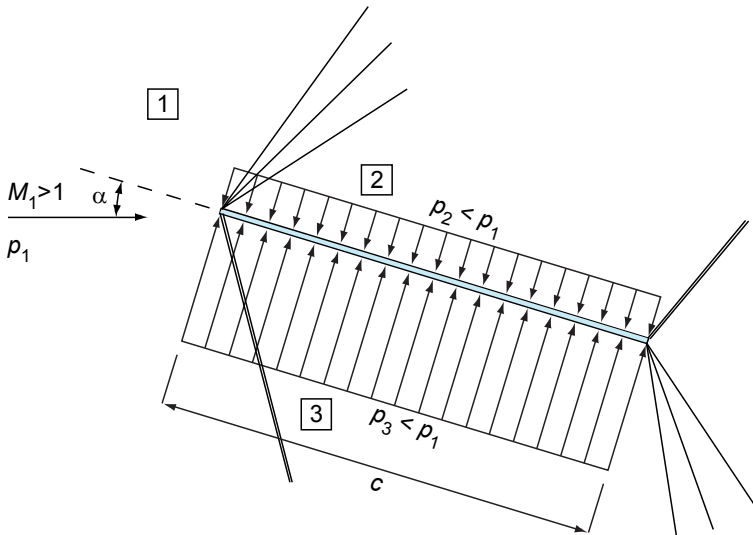


112 pav. Aerodinaminio centro padėties priklausomybė nuo Macho skaičiaus

3.1.4. Slėgio centras

Didėjant Macho skaičiui, keičiasi slėgio pasiskirstymas profilio paviršiuje. Todėl keičiasi ir aerodinaminio centro padėtis. Iki kritinio Macho skaičiaus aerodinaminis centras yra stygos ketvirčio atstumu nuo priekinės briaunos. Virš kritinio Macho skaičiaus susiformavus smūgio bangoms, aerodinaminio centro vieta keičiasi. Viršgarsiniame sraute aerodinaminis centras yra stygos viduryje (112 pav.).

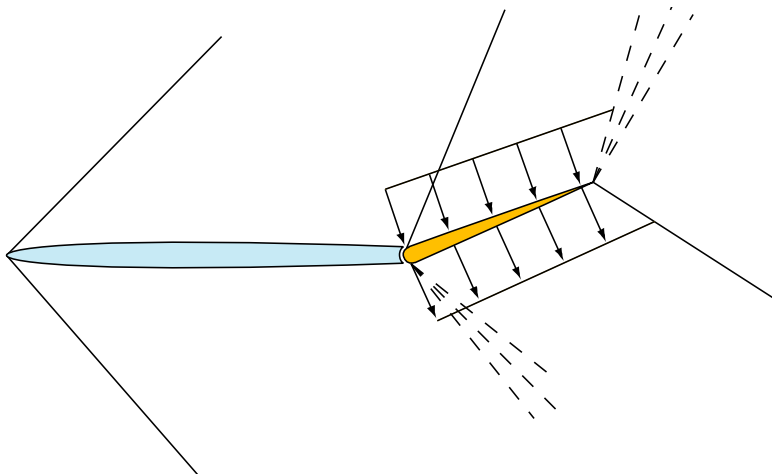
Viršgarsiniame sraute slėgio kitimas profilio paviršiuje yra kitoks negu ikigarsiniame sraute. 113 pav. parodytas slėgio pasiskirstymas plono profilio paviršiuje, kai jis yra atakos kampu viršgarsiniame sraute. Susidaro trys sritys. Pirmoji – laisvojo viršgarsinio srauto sritis, antroji – sumažėjusio slėgio sritis virš profilio ir trečioji – padidėjusio slėgio sritis žemiau profilio.



113 pav. Plonas profilis viršgarsiniame sraute

3.2. Banginis pasipriešinimas

114 pav. parodytas slėgio pasiskirstymas, kai atlenktas vairas viršgarsiniame sraute. Susidaro pastovus slėgio skirtumas visoje vairo stygoje. Atstojamoji jėga yra vairo stygos viduryje, t. y. toli nuo vairo sukimo ašies. Todėl varo atlenkimui reikia didelio lankstinio momento.



114 pav. Vairas viršgarsiniame sraute

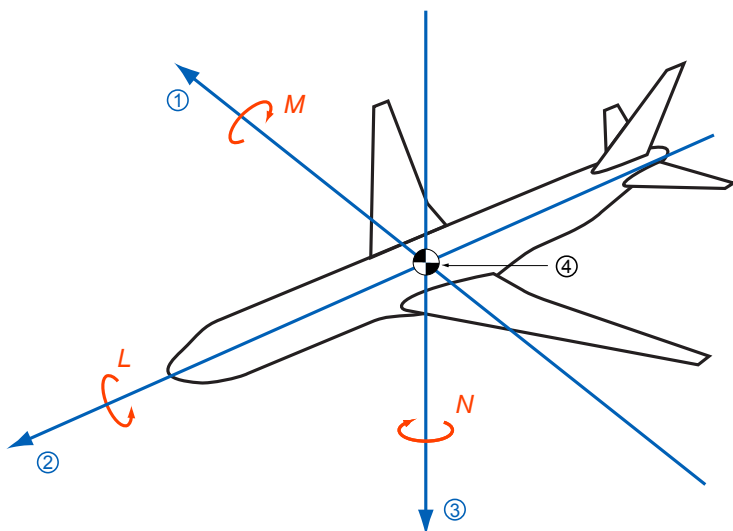
Kaip matyti iš 114 pav., atlenkus vairą, slėgis pasikeičia tik ant vairo. Todėl viršgarsiniuose srautuose aerodinaminių vairų efektyvumas yra mažas. Viršgarsiniuose lėktuvuose dažniausiai naudojami ne aukščio vairai, bet taikomas viso stabilizatoriaus pasukimas.

Kai lėktuvas skrenda viršgarsiniu greičiu, jis paskui save tempia smūgio bangos kūgį, kuris plečiasi į visas puses ir iki žemės. Smūgio bangos judėjimo greitis žemės atžvilgiu yra toks pat kaip ir lėktuvo greitis žemės atžvilgiu.

4. ORLAIVIO STABILUMAS

4.1. Pusiausvyros sąlyga horizontaliojo skrydžio metu

Kad lėktuvas galėtų skristi pastoviu greičiu, turi būti jėgų ir momentų pusiausvyra. Kad jis skristų stabiliai, jėgų ir momentų pusiausvyra turi būti stabili. Kad lėktuvo skrydis būtų stabilus, turi būti įvykdytos dvi sąlygos: lėktuvas turi būti statiškai stabilus ir turi būti pakankamas svyravimų slopinimas. Statinis stabilumas – tai jėgos ir momentai, kurie atsiranda iš karto po trikdžio. Jeigu jėgos ir momentai iš karto po trikdžio stengiasi grąžinti lėktuvą į pradinę pusiausvyrą, lėktuvas yra statiškai stabilus (teigiamas stabilumas). Jeigu po trikdžio nesusidaro papildomų jėgų ar momentų, statinis stabilumas yra neutralus. Jeigu jėgos ir momentai iš karto po trikdžio stengiasi dar labiau nutolinti lėktuvą nuo pradinės pusiausvyros, lėktuvas yra statiškai nestabilus (neigiamas stabilumas).



115 pav. Lėktuvo ašys: 1 – skersinė ašis; 2 – išilginė ašis; 3 – vertikali ašis; M – polinkio momentas; L – posvyrio momentas; N – krypties momentas

Momentus ir stabilumą patogiu nagrinėti lėktuvo ašių atžvilgiu. 115 pav. parodytos lėktuvo ašys (išilginė, skersinė ir vertikaloji) ir tų ašių atžvilgiu veikiantys momentai. Statinį lėktuvo stabilumą galima nagrinėti visų trijų ašių atžvilgiu.

Išilginis stabilumas – skersinės ašies atžvilgiu;

Skersinis stabilumas – išilginės ašies atžvilgiu;

Krypties stabilumas – vertikalosios ašies atžvilgiu.

4.1.2. Momentų suma

Kad lėktuvo skrydis būtų nusistovėjęs, momentų suma visų trijų ašių atžvilgiu turi būti lygi nuliui:

$$\sum L_M = 0; \quad \sum M = 0; \quad \sum N = 0. \quad (48)$$

4.1.3. Jėgų suma

Lėktuvo stabilumas yra svarbus visų trijų ašių atžvilgiu, tačiau lemiamos reikšmės lėktuvo skrydžio stabilumui turi išilginis stabilumas, t. y. stabilumas skersinės ašies atžvilgiu. Išilginiam stabilumui svarbios šios jėgos: svorio jėga, keliamoji jėga ir uodegos horizontaliojoje plokštumoje veikianti jėga.

4.2. Pusiausvyros užtikrinimo metodai

4.2.1. Sparnas ir horizontalioji plokštuma (uodega ir priekinė plokštuma)

Daugumos lėktuvų horizontalioji plokštuma yra uodegoje (klasiikinė schema). Pagrindinė jos paskirtis yra suteikti lėktuvui stabilumo skersinės ašies atžvilgiu ir atsverti momentą skersinės ašies atžvilgiu.

Yra lėktuvų su priekine horizontaliąja plokštuma. Esant ikigarsiniams greičiams tokie lėktuvai turi daugiau trūkumų negu privalumų.

Viršgarsiniai lėktuvai neretai daromi be uodegos (skraidantys sparnai). Kuo mažiau yra išsikišusių dalių, tuo mažesnis banginis pasipriešinimas esant viršgarsiniams greičiams. Esant ikigarsiniams

greičiams beuodegiai lėktuvai turi daugiau trūkumų negu privalumų. Yra tik viena ikigarsinių beuodegių orlaivių klasė, kai tinka beuodegė schema, – tai skraidyklės.

Skersinės ašies atžvilgiu momentą sudaro trys pagrindinės jėgos: svorio jėga, veikianti svorio centre, sparno keliamoji jėga, veikianti slėgio centre ir horizontaliosios plokštumos jėga. Jeigu slėgio centras yra prieš svorio centrą, svorio ir keliamosios jėgos pora sudaro momentą, kuris veikia atakos kampo didėjimo kryptimi. Šiam momentui kompensuoti uodegos horizontaliojoje plokštumoje veikia jėga, nukreipta aukštyn.

Jeigu slėgio centras yra už svorio centro, svorio ir keliamosios jėgos pora sudaro momentą, kuris veikia atakos kampo mažėjimo kryptimi. Šiam momentui kompensuoti uodegos horizontaliojoje plokštumoje veikia jėga, nukreipta žemyn.

Kai uodegos horizontaliojoje plokštumoje jėga veikia žemyn, keliamoji jėga turi būti didesnė, nes ji turi atsverti ir lėktuvo svorį, ir uodegos jėgą.

4.2.2. Aerodinaminiai vairai

Atsveriančią jėgą horizontaliojoje plokštumoje galima gauti dviem būdais: atlenkti aukščio vairą arba pasukti visą stabilizatorių.

4.2.3. Balastas, arba svorio balansavimas

Išilginis momentas skersinės ašies atžvilgiu labai priklauso nuo svorio centro padėties.

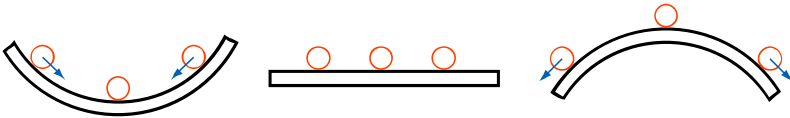
Kai svorio centras yra prieš sparno slėgio centrą, uodegos keliamoji jėga veikia žemyn. Susidaro uodegos trinties ir indukcinis pasipriešinimas, be to, sparno keliamoji jėga turi būti didesnė, kad atsvertų ir uodegos jėgą. Jeigu svorio centras būtų truputį už slėgio centro, tai uodegos keliamoji jėga prisidėtų prie sparno keliamosios jėgos, o indukcinis pasipriešinimas būtų labai mažas. Esant bet kuriam skrydžio greičiui, egzistuoja palankiausia svorio centro padėtis, kuriai esant uodegos pasipriešinimas yra minimalus.

Tinkamai išdėsčius krovinius lėktuve ir paskirsčius kurą bakuose, skrydžio metu galima užtikrinti optimalią svorio centro padėtį.

4.3. Išilginis stabilumas

4.3.1. Pagrindai ir apibrėžimai

Sistemos statinį stabilumą galima iliustruoti pavyzdžiu, kaip parodyta 116 pav. Kairėje pusėje parodyta statišškai stabili pusiausvyra, viduryje – neutrali, o dešinėje – statišškai nestabili pusiausvyra.



116 pav. Statinio stabilumo pavyzdžiai

Judesys yra dinamiškai stabilus, jei po trikdžio laiko judesio parametrai grįžta į pradinį režimą. Jei po trikdžio judesys išlieka naujame režime, tai sistema yra dinamiškai neutrali. Jei po trikdžio laikui bėgant judesys vis labiau nutolsta nuo pradinio režimo, tai sistema yra dinamiškai nestabili.

Viena iš dinaminio stabilumo sąlygų yra statinis stabilumas. Statišškai nestabilus judesys bus ir dinamiškai nestabilus. Bet vien tik statinis stabilumas dar neužtikrina dinaminio stabilumo. Kad statišškai stabilus judesys būtų ir dinamiškai stabilus, reikia pakankamo slopinimo.

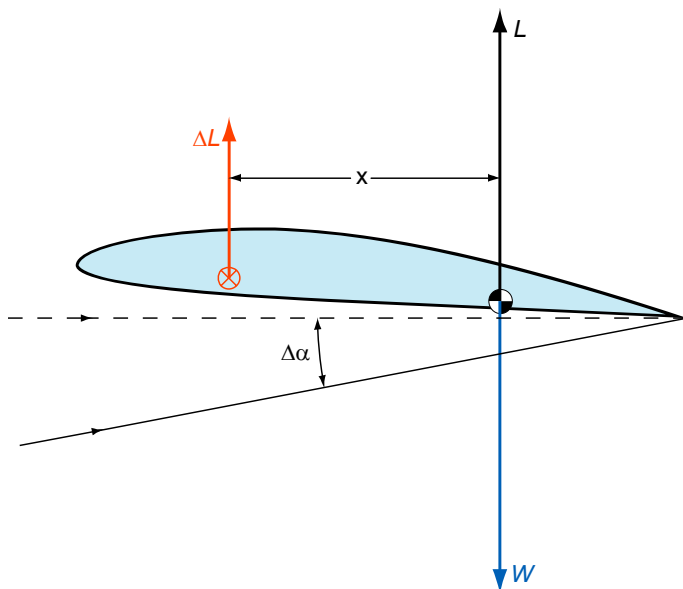
4.3.2. Statinis stabilumas

Lėktuvo išilginį statinį stabilumą apibūdina išilginio momento (skersinės ašies atžvilgiu), vairalazdės arba šturvalo padėties, valdymo jėgos kitimas priklausomai nuo atakos kampo, keliamosios jėgos koeficiento, skrydžio greičio.

4.3.3. Neutralusis taškas ir jo vieta

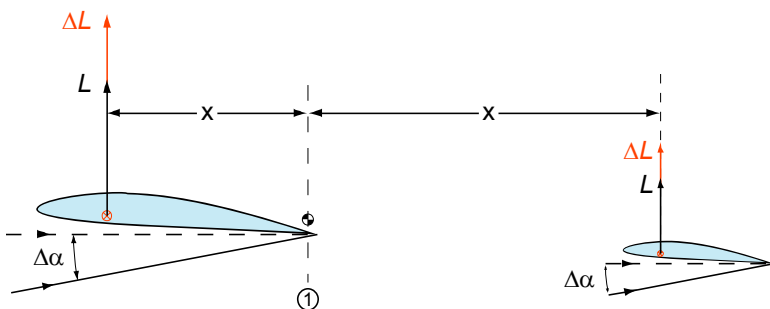
Panagrinėkime, ar stabilus būtų lėktuvas, neturintis uodegos. Sakykime, kad, norėdami skristi konkrečiu atakos kampu, mes lėktuvo svorio centrą nustatome toje vietoje, kur yra slėgio centras, kaip parodyta 117 pav. Jeigu lėktuvo greitis yra toks, kad keliamoji jėga lygi svorio jėgai, tai jėgų ir momentų suma svorio centro atžvilgiu yra lygi nuliui. Kai lėktuvas įskrenda į vertikalią oro gūšį, atakos kampas padidėja dydžiu $\Delta\alpha$. Aerodinamiame centre atsiranda keliamosios jėgos prieaugis ΔL . Šis keliamosios jėgos prieaugis svorio centro atžvilgiu sudaro momentą $M = \Delta L \cdot x$. Šis momentas toliau didina atakos kampą. Vadinasi, toks sparnas yra statiškai nestabilus.

Kad sparnas būtų stabilus, reikia svorio centrą perkelti prieš aerodinaminį centrą, bet tada momentas svorio centro atžvilgiu būtų neatsvertas.



117 pav. Sparno statinis stabilumas

Panagrinėkime aerodinamines jėgas ir momentus sistemas, kuri sudaryta iš sparno ir uodegos horizontaliosios plokštumos, kaip parodyta 118 pav. Skrendant tokiai sistemai, sparną veikia keliamoji jėga L ir uodegos horizontaliąją plokštumą keliamoji jėga L_T (sparno momentas čia neparodytas). Kai tokia sistema patenka į vertikalų oro gūšį, padidėja sparno ir uodegos atakos kampas. Sparno aerodinaminiam centre susidaro keliamosios jėgos prieaugis ΔL ir uodegos aerodinaminiam centre susidaro uodegos keliamosios jėgos prieaugis ΔL_T . Šių abiejų prieaugių atstojamoji jėga veiks taške tarp sparno ir uodegos aerodinaminių centrų. Šis taškas būtų sparno ir uodegos bendras aerodinaminis centras, bet, kad nebūtų painiavos, jis vadinamas lėktuvo neutraliuoju tašku.



118 pav. Lėktuvo neutralusis taškas (1)

4.3.4. Įvairių faktorių įtaka neutraliajam taškui

Neutraliojo taško vieta priklauso tik nuo uodegos dydžio ir jos atstumo iki sparno aerodinaminio centro, bet nepriklauso nuo uodegos tvirtinimo kampo.

Nagrinėdami neutralųjį tašką (118 pav.) neįvertinome srauto nulenkimo kampo prie uodegos, kurį indukuoja sparno sukurių sistema. Srauto nulenkimo kampas yra proporcingas sparno keliamajai jėgai. Didėjant atakos kampui, srauto nulenkimo kampas didėja. Padidėjus lėktuvo atakos kampui, dėl srauto nulenkimo uodegos atakos kampas

padidės mažiau už sparno atakos kampą. Srauto nulenkimo kampas mažina uodegos efektyvumą.

4.3.5. Svorio centro padėtis, centruotė

Kad lėktuvas būtų statišškai stabilus, svorio centras turi būti prieš neutralųjį tašką.

Gamintojas nustato kiekvieno lėktuvo leistinas svorio centro ribas. Galinė leistina centruotė nustatoma iš stabilumo sąlygų. Priekinė leistina centruotė nustatoma pagal aukščio vairo efektyvumą ir maksimalias valdymo jėgas. Viršijus galinę centruotės ribą, lėktuvas būtų nestabilus ir labai pavojingas. Viršijus priekinę leistiną centruotės ribą, lėktuvas turėtų kilti ir leistis didesniu greičiu negu paprastai, ir toks skrydis būtų nesaugus.

Nuo galinės leistinos centruotės iki neutraliojo taško yra minimali stabilumo atsarga.

4.3.6. Grafikas $C_m(\alpha)$

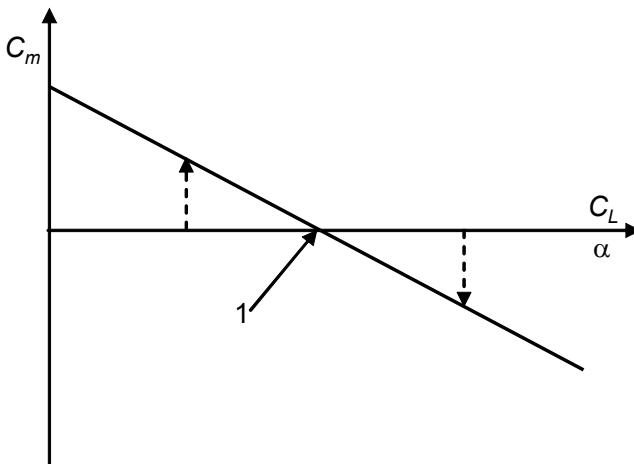
Analizuojant momentus, paprasčiau nagrinėti ne absoliučius momentus, bet momento koeficientus.

Momentas skersinės ašies atžvilgiu yra žymimas M ir vadinamas išilginiu momentu arba polinkio momentu. Išilginio momento koeficientas C_m apskaičiuojamas pagal formulę:

$$C_m = \frac{M}{q S c_a}; \quad (49)$$

čia q – dinaminis slėgis; S – sparno plotas; c_a – sparno vidutinė aerodinaminė styga.

119 pav. parodyta statišškai stabilaus lėktuvo momento koeficiento priklausomybė nuo atakos kampo ir keliamosios jėgos koeficiento. Esant vidutiniam atakos kampų diapazonui ši priklausomybė yra tiesinė. Grafiko susikirtimas su horizontaliąja ašimi rodo, kokiam atakos kampui esant (arba kokiam keliamosios jėgos koeficientui



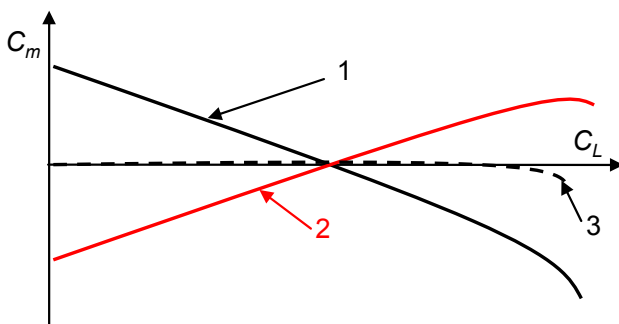
119 pav. Momento koeficiento priklausomybė nuo atakos kampo (arba nuo keliamosios jėgos koeficiento; 1 – pusiausvyros režimas

esant) yra momentų pusiausvyra (momento koeficientas yra lygus nuliui). Tai atakos kampas, kuriam esant lėktuvas yra pusiausviras skersinės ašies atžvilgiu. Momento koeficientas (vadinasi, ir pats momentas) yra lygus nuliui.

Analizuojant šį grafiką galima nustatyti, ar lėktuvo pusiausvyra yra stabili. Jeigu lėktuvas įskrenda į aukštyneigį oro gūšį, jo atakos kampas padidėja, momento koeficientas tampa neigiamas, t. y. atsiranda momentas, kuris mažina atakos kampą pradinės reikšmės link. Jeigu lėktuvas įskrenda į žemyneigį oro gūšį, jo atakos kampas sumažėja, momento koeficientas tampa teigiamas, t. y. atsiranda momentas, kuris didina atakos kampą pradinės reikšmės link. Vadinasi, neigiamas priklausomybės $C_m(\alpha)$ arba $C_m(C_L)$ nuolydis yra lėktuvo statinio stabilumo skersinės ašies atžvilgiu sąlyga.

4.3.7. Įvairių faktorių įtaka išilginio momento koeficiento grafikui

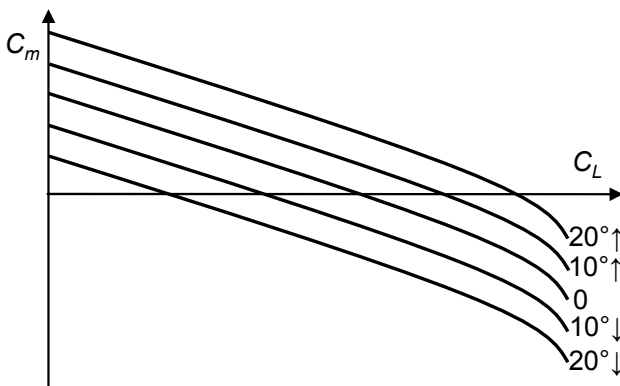
120 pav. parodytos trijų lėktuvų, kurių centruotės skirtingos, momento koeficiento kreivės. Taškas, kuriame 1-oji ir 2-oji kreivės kerta horizontaliąją ašį, yra pusiausvyros režimas. Pirmojo lėktuvo kreivės nuolydis yra neigiamas, vadinasi, šis lėktuvas yra statiškai stabilus, jo svorio centras yra prieš aerodinaminį centrą. Antrojo lėktuvo kreivės nuolydis yra teigiamas, jis yra statiškai nestabilus skersinės ašies atžvilgiu, jo svorio centras yra už aerodinaminio centro. Trečiojo lėktuvo kreivės nuolydis yra lygus nuliui. Šio lėktuvo statinis stabilumas skersinės ašies atžvilgiu yra neutralus, jo svorio centras sutampa su aerodinaminiu centru.



120 pav. Centruotės įtaka išilginio momento koeficiento grafikui:

1 – statiškai stabilus; 2 – statiškai nestabilus;
3 – statiškai neutralus

121 pav. parodyta aukščio vairo atlenkimo įtaka lėktuvo momento koeficiento kreivei. Aukščio vairo atlenkimas neturi įtakos kreivės nuolydžiui ir statiniam stabilumui. Grafikas pasislenka lygia-grečiai. Kiekvieną vairo atlenkimo kampą atitinka skirtinga keliamosios jėgos koeficiento reikšmė, kuriai esant momento koeficientas yra lygus nuliui.



121 pav. Aukščio vairo atlenkimo įtaka išilginio momento koeficiento grafikui (rodyklėmis parodyta aukščio vairo atlenkimo kryptis)

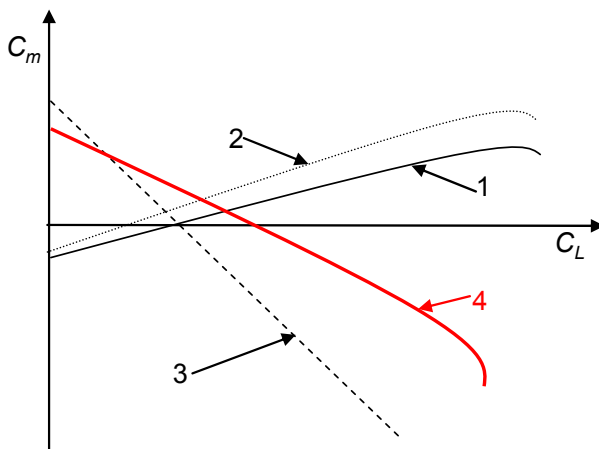
4.3.3 poskyryje buvo nagrinėjamas sparno statinis stabilumas. Lemiamos įtakos sparno įtakai išilginiam statiniam stabilumui turi svorio centro padėtis. Dažniausiai lėktuvo svorio centras yra už sparno aerodinaminio centro. Kai svorio centras yra už aerodinaminio centro, sparnas yra nestabilus.

Sparno profilio gaubtumas neturi įtakos išilginiam stabilumui. Keičiantis sparno gaubtumui, momento koeficiento kreivė pasislinktų aukštyn arba žemyn, bet jos nuolydis nepasikeistų.

Liemens ir variklių gondolų įtaka išilginiam stabilumui paprastai yra destabilizuojanti.

Didžiausios įtakos lėktuvo išilginiam stabilumui turi uodegos horizontalioji plokštuma.

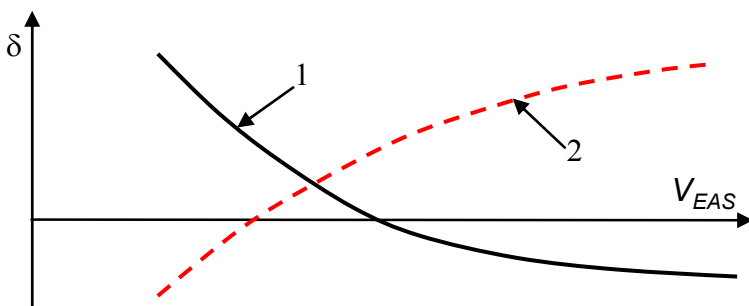
122 pav. parodyta kai kurių lėktuvo dalių įtaka išilginio momento koeficiento priklausomybei nuo keliamosios jėgos koeficiento. Vienas sparnas yra nestabilus. Liemuo dar truputį padidina nestabilumą. Didžiausios įtakos lėktuvo stabilumui turi uodegos horizontalioji plokštuma. Galutinės lėktuvo kreivės nuolydis yra neigiamas. Lėktuvas statiškai stabilus.



122 pav. Lėktuvo dalių įtaka išilginio momento koeficiento kreivei: 1 – sparnas; 2 – sparnas + liemuio; 3 – horizontali uodega; 4 – visas lėktuvas

4.3.8. Aukščio vairo kampo priklausomybė nuo V_{IAS}

Iš 121 pav. matyti, kad, norint padidinti statiška stabilaus lėktuvo skrydžio greitį (t. y. sumažinti keliamosios jėgos koeficientą), reikia aukščio vairą atlenkti žemyn (šturvalą arba vairalazdę pastumti



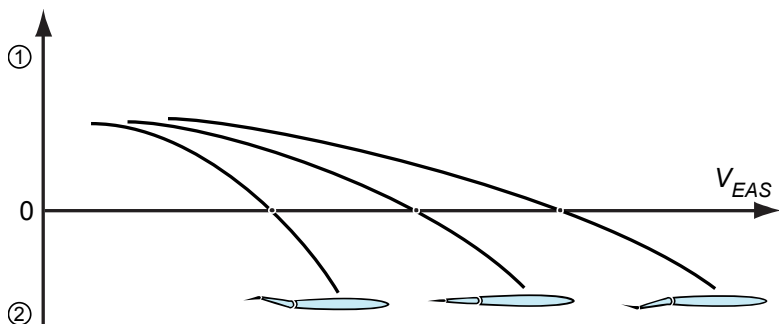
123 pav. Aukščio vairo balansinio kampo priklausomybė nuo greičio: $+\delta$ – aukščio vairas aukštyn; $-\delta$ – aukščio vairas žemyn; 1 – statiška stabilus lėktuvas; 2 – statiška nestabilus lėktuvas

pirmyn). 123 pav. parodyta aukščio vairo balansinio kampo priklausomybė nuo skrydžio greičio. Kai lėktuvas yra statišškai stabilus, greičiui padidinti reikia aukščio vairą atlenkti žemyn. Iš grafiko matyti, kad, norint vienodai padidinti greitį, esant mažiems greičiams, vairą reikia atlenkti didesniu kampu, negu esant dideliems greičiams.

Kuo labiau centruotė yra priekinė, tuo didesnių aukščio vairo atlenkimų reikia greičiui pakeisti.

4.3.9. Valdymo jėgos priklausomybės nuo greičio (V_{IAS}) grafikas

Stumdamas šturvalą arba vairalazdę keisdamas lėktuvo skrydžio greitį, pilotas valdymo svertą turi paveikti tam tikra jėga. 124 pav. parodyta statišškai stabilaus lėktuvo valdymo jėgos priklausomybė nuo greičio, esant trims skirtingoms aukščio vairo trimerio padėtimis. Kad lėktuvas būtų statišškai stabilus, šios kreivės nuolydis turi būti neigiamas. Valdymo jėgos priklausomybė nuo greičio yra labai svarbi skrydžio saugumui. Ją reglamentuoja lėktuvų sertifikavimo specifikacijos.



124 pav. Valdymo jėgos priklausomybė nuo greičio:
1 – traukti; 2 – stumti

Bendros paskirties lėktuvams pagal CS-23 reikalaujama, kad ši priklausomybė per visą greičių diapazoną turėtų stabilų gradientą. Skaitinė šio gradiento reikšmė neregamentuojama, bet reikalaujama,

kad, pasikeitus skrydžio greičiui, pilotas aiškiai jaustų valdymo jėgos pasikeitimą.

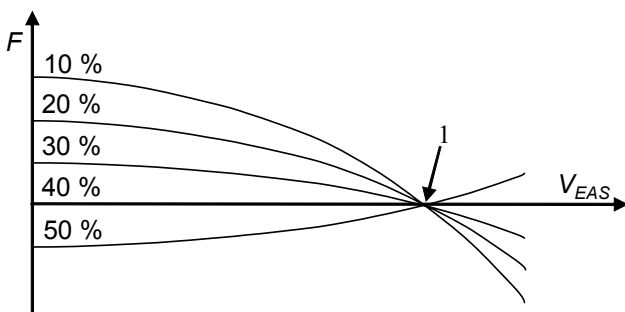
Transporto lėktuvams pagal CS-25 reikalaujama, kad ši priklausomybė per visą greičių diapazoną turėtų stabilų gradientą. Esant kreiserinei konfigūracijai, valdymo jėga turi padidėti ne mažiau kaip 4 N, kai skrydžio greitis pasikeičia 11,2 km/h.

4.3.10. Įvairių faktorių įtaka valdymo jėgai

Skrendant pastoviu greičiu ilgą laiką būtų labai nepatogu visą laiką stumti arba traukti vairalazdę. Todėl visi lėktuvai turi aukščio vairo valdymo jėgų balansavimo sistemą. Bendrosios paskirties lėktuvuose dažniausiai naudojamas aukščio vairo trimeris. Dideliuose transporto lėktuvuose šalia trimerio taikomas ir viso stabilizatoriaus pasukimas.

124 pav. parodytos trys kreivės esant skirtingoms aukščio trimerio padėtimis. Norint aukščio vairo valdymo jėgą sumažinti iki nulio, kai skrydžio greitis yra mažas ir aukščio vairas atlenktas aukštyn, reikia aukščio vairo trimerių atlenkti žemyn. Norint aukščio vairo valdymo jėgą sumažinti iki nulio, kai skrydžio greitis yra didelis ir aukščio vairas atlenktas žemyn arba neutralioje padėtyje, reikia aukščio vairo trimerių atlenkti aukštyn.

125 pav. parodytos lėktuvo valdymo jėgos priklausomybės nuo greičio esant skirtingoms svorio centro padėtimis. Kuo labiau priekinė yra centruotė, tuo stabilesnis yra lėktuvas ir tuo didesnės jėgos reikia, norint pakeisti skrydžio greitį. Kai svorio centras sutampa su neutraliuoju tašku (40 % VAS), lėktuvo statinis stabilumas yra neutralus ir, esant bet kokiam skrydžio greičiui, valdymo jėga lygi nuliui. Jeigu svorio centras yra už neutraliojo taško, lėktuvas yra statiškausiai nestabilus; norint padidinti skrydžio greitį, reikėtų vairalazdę arba šturvalą traukti į save.

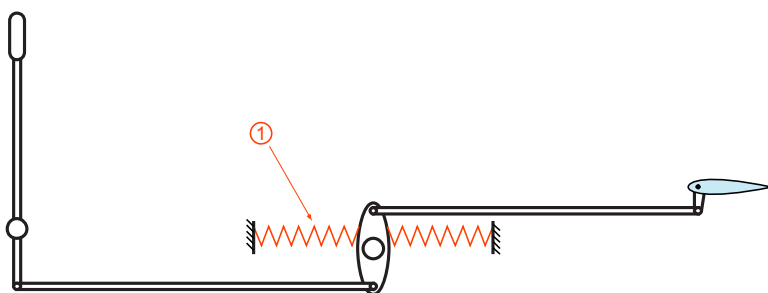


125 pav. Centruotės įtaka valdymo jėgoms: procentais nurodyta centruotė VAS atžvilgiu; 1 – balansavimo režimas

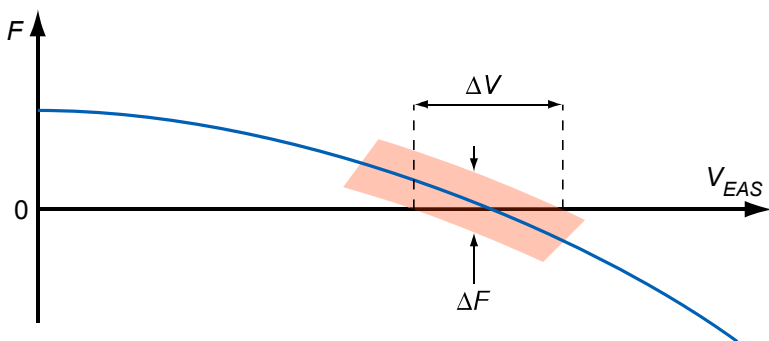
Mažuose ir lėtuose lėktuvuose kartais trimeriui padėti arba vietoj jo valdymo sistemoje naudojamos spyruoklės (126 pav.). Jos pagerina lėktuvo statinį stabilumą greičio atžvilgiu. Spyruoklių įtaka didesnė esant mažiems greičiams, kai vairų atsilenkimai didesni.

127 pav. parodyta valdymo sistemos trinties įtaka valdymo jautrumui.

Kuo didesnė trintis valdymo sistemoje, tuo didesnio greičio pokyčio nepajus pilotas valdydamas šturvalą arba vairalazdę.



126 pav. Spyruoklė valdymo sistemoje:
1 – vairalazdę fiksuojanti spyruoklė

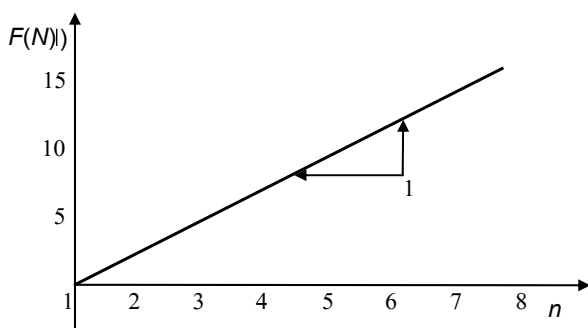


127 pav. Trintis valdymo sistemoje

4.3.11. Valdymo jėga perkrovai sudaryti

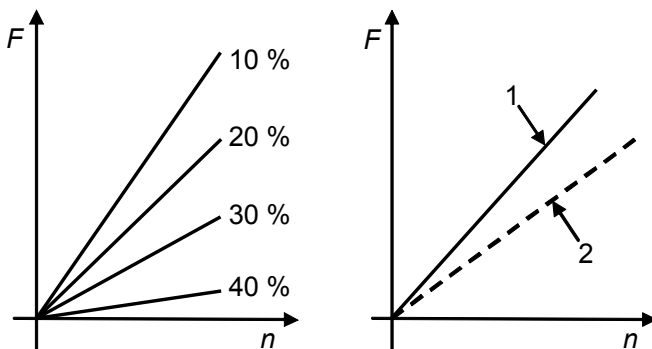
Manevro metu lėktuvo stabilumą lemia valdymo jėga perkrovai sudaryti. 128 pav. parodyta lėktuvo valdymo jėgos priklausomybė nuo perkrovos koeficiento manevro metu. Kaip matyti iš grafiko, ši priklausomybė yra tiesinė.

Jeigu valdymo jėga perkrovai sudaryti yra labai didelė, lėktuvą sunku valdyti. Jeigu jėga perkrovai sudaryti yra labai maža, kyla pavojus sulaužyti lėktuvą ore.



128 pav. Jėga perkrovai sudaryti manevro metu: 1 – manevrinės jėgos gradientas

Skrendant dideliame aukštyje lėktuvo tikrasis greitis yra didesnis, srauto nulenkimo kampas prie uodegos tampa mažesnis, todėl jėga perkrovai sudaryti manevro metu dideliame aukštyje yra mažesnė. Tai parodyta 129 pav. dešinėje.



129 pav. Manevrinės jėgos priklausomybė nuo centruotės ir aukščio: procentais nurodyta centruotė VAS atžvilgiu; 1 – mažas aukštis; 2 – didelis aukštis

4.3.12. Įvairių faktorių įtaka valdymo jėgai perkrovai sudaryti

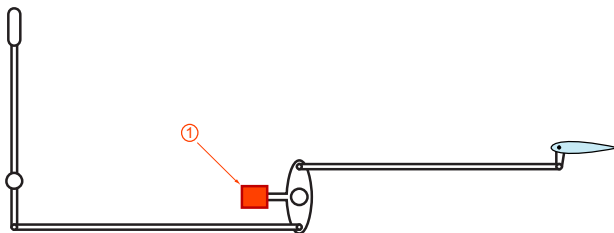
Lėktuvo centruotė turi didelės įtakos valdymo jėgai manevro metu. Kuo labiau centruotė yra priekinė, tuo stabilesnis yra lėktuvas ir tuo didesnių jėgų reikia manevre, kaip parodyta 129 pav. kairėje. Kai kurių lėktuvų priekinė centruotė ribojama ne dėl aukščio vairo efektyvumo, o dėl didelių valdymo jėgų manevre.

Aukščio vairo trimėris neturi beveik jokios įtakos valdymo jėgoms manevro metu.

Spyruoklių, esančių valdymo sistemoje (žr. 126 pav.), įtaka valdymo jėgoms manevro metu yra nedidelė ir pasireiškia tik esant mažiems greičiams, kai vairų atsilenkimai didesni.

Efektyvus manevrinių valdymo jėgų koregavimo būdas yra balansyrai valdymo sistemoje. Kai lėktuvas atlieka manevrą, balansyro jėga

valdymo sistemoje yra proporcinga perkrovos koeficientui. Todėl balansyras yra vienodai efektyvus esant bet kokiems greičiams (130 pav.).



130 pav. Balansyras valdymo sistemoje

4.3.13. Valdymo jėga perkrovai sudaryti ir ribinis perkrovos koeficientas

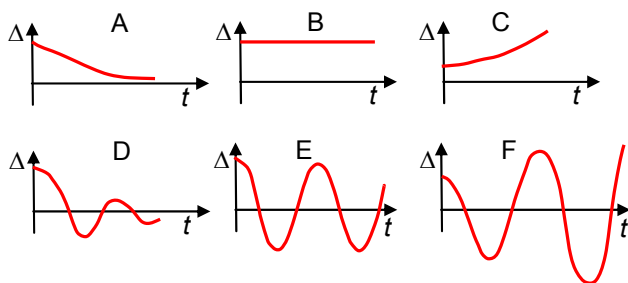
Kuo didesnis leistinas lėktuvo perkrovos koeficientas, tuo mažesnė paprastai būna manevrinė valdymo jėga.

4.3.14. Išilginis dinaminis stabilumas

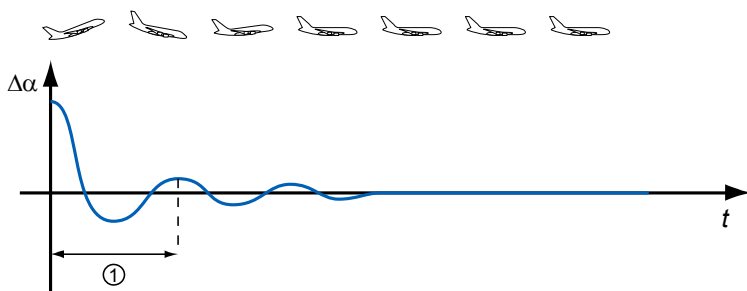
Statinis stabilumas rodo tik pirmąją tendenciją po trikdžio. Dinaminis stabilumas yra realus judesys laikui bėgant. Dinaminio stabilumo variantai parodyti 131 pav.

A–C – aperiodinis judesys; D–F – periodinis judesys; A – statiskai stabilus ir dinamiškai stabilus judesys; B – statiskai neutralus ir dinamiškai neutralus judesys; C – statiskai nestabilus ir dinamiškai nestabilus judesys; D – statiskai stabilus ir dinamiškai stabilus judesys; E – statiskai stabilus ir dinamiškai neutralus judesys; F – statiskai stabilus ir dinamiškai nestabilus judesys.

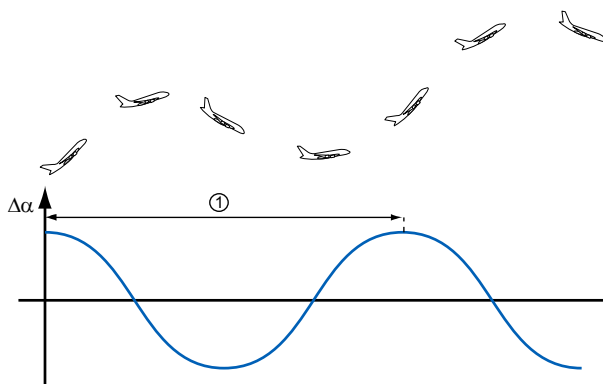
Lėktuvas, darydamas išilginį judesį, turi tris laisvės laipsnius: sukamąjį skersinės ašies atžvilgiu ir du slenkamuosius išilginės ir vertikaliosios ašies atžvilgiu. Lėktuvo inercija darant slenkamąjį judesį yra gerokai didesnė už inerciją darant sukamąjį judesį. Todėl lėktuvo išilginio judesio dinamikoje išsiskiria du svyravimų tipai.



131 pav. Dinaminio stabilumo variantai



132 pav. Trumpo periodo svyravimas



133 pav. Ilgo periodo svyravimas

Momentų pusiausvyros stabilumas pasireiškia esant trumpo periodo svyravimui, kurio amplitudės priklausomybė nuo laiko parodyta 132 pav.

Jėgų pusiausvyros stabilumas pasireiškia ilgo periodo esant (fugoidiniam) svyravimui, kurio amplitudės priklausomybė nuo laiko parodyta 133 pav.

Greito svyravimo periodas yra kelių sekundžių eilės. Tokį svyravimą pilotui suvaldyti būtų sunku. Todėl visi lėktuvai esant trumpo periodo svyravimams turi būti stabilūs. Lėto svyravimo periodas yra minutės eilės. Tokio lėto svyravimo nestabilumo pilotas net nepastebi.

Jeigu trumpo periodo svyravimai yra silpnai slopinami ir pilotas bando juos suvaldyti, jo reakcija vėluoja ir vietoj slopinimo gaunamas amplitudės didėjimas, parodytas 131 pav. (variantas F).

Didėjant skrydžio aukščiui, oro tankis mažėja, todėl mažėja ir svyravimų slopinimas.

4.4. Statinis krypties stabilumas

4.4.1. Slydimo kampas β

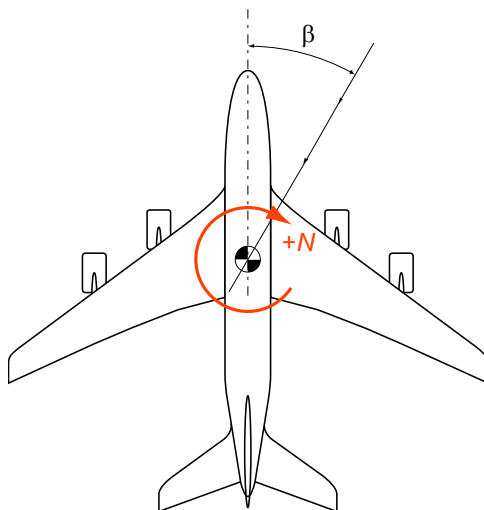
Kai lėktuvo skrydžio kryptis nesutampa su jo simetrijos plokštuma, tarp srauto krypties ir simetrijos plokštumos susidaręs kampas vadinamas slydimo kampu ir žymimas β . Slydimo kampas yra teigiamas, kai oro srautas lėktuvą apteka iš dešinės (134 pav.).

4.4.2. Krypties momento koeficientas

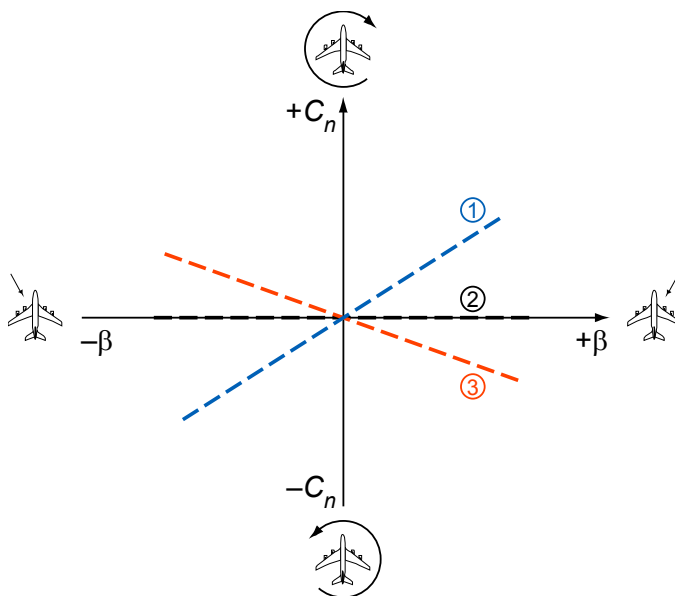
Kai oro srautas lėktuvą apteka slysdamas, atsiranda krypties momentas vertikaliosios ašies atžvilgiu N (134 pav.). Šis momentas yra teigiamas, kai stengiamasi lėktuvo nosį pasukti dešinėn. Krypties momento koeficientas apskaičiuojamas pagal formulę:

$$C_n = \frac{N}{q S b} ; \quad (50)$$

čia q – dinaminis slėgis; S – sparno plotas; b – sparno mostas.



134 pav. Lėktuvo slydimas



135 pav. Krypties momento koeficiento priklausomybė nuo slydimų kampo: 1 – stabilus; 2 – neutralus; 3 – nestabilus

135 pav. parodytas teigiamas slydimo kampas ir teigiamas krypties momentas. Jeigu veikiamas momento lėktuvas pasisuks dešinėn, slydimo kampas sumažės. Vadinas, kad lėktuvas būtų stabilus pagal kryptį, reikia, kad, atsiradus teigiamam slydimo kampui, susidarytų teigiamas krypties momento koeficientas ir kad, atsiradus neigiamam slydimo kampui, susidarytų neigiamas krypties momento koeficientas.

4.4.3. Grafikas $C_n(\beta)$

135 pav. parodyti trys krypties momento koeficiento priklausomybės nuo slydimo kampo variantai.

Lėktuvo statinį krypties stabilumą lemia kreivės $C_n(\beta)$ polinkis. Kai polinkis teigiamas, t. y. kai, didėjant slydimo kampui, didėja ir krypties momento koeficientas, lėktuvas yra statiškausiai stabilus krypties atžvilgiu.

4.4.4. Įvairių faktorių įtaka statiniam krypties stabilumui

Sparno įtaka krypties stabilumui yra nedidelė.

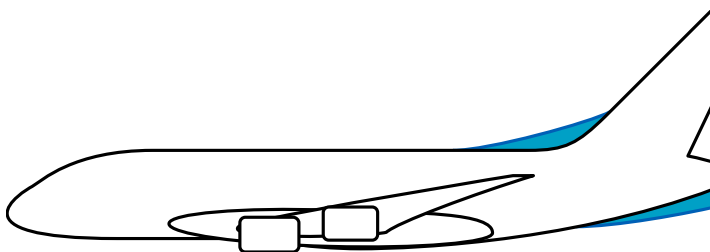
Lemiamos įtakos lėktuvo krypties stabilumui suteikia uodegos vertikaloji plokštuma, kuri veikia kaip vėjarodė.

Kad vertikalsiosios plokštumos efektyvumas išliktų ir esant dideliems slydimo kampams, kai kuriuose lėktuvuose naudojami papildomi viršutiniai kiliai (136 pav.).

Kad vertikalsiosios plokštumos efektyvumas išliktų ir esant dideliems atakos kampams, kai kuriuose lėktuvuose naudojami papildomi apatiniai kiliai (136 pav.).

Sparno strėliškumas padidina lėktuvo krypties stabilumą. Kai lėktuvas slysta, tos pusės sparno, į kurią lėktuvas slysta, pasipriešinimas yra didesnis. Sparnų pasipriešinimų skirtumas sudaro momentą vertikalsiosios ašies atžvilgiu, kuris suka lėktuvą taip, kad sumažėtų slydimo kampas.

Kilio strėliškumo kampas mažina krypties stabilumą. Strėlinio kilio šoninė jėga yra mažesnė už tiesaus kilio šoninę jėgą esant tam

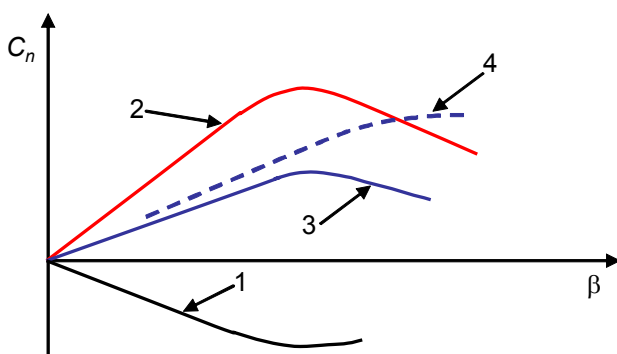


136 pav. Papildomas viršutinis ir apatinis kilis

pačiam slydimo kampui. Todėl strėlinio kilio atkuriantis momentas yra mažesnis.

Svorio centro padėtis beveik neturi įtakos krypties stabilumui, nes centruotės diapazonas yra gerokai mažesnis už atstumą nuo svorio centro iki kilio.

137 pav. parodyta pagrindinių lėktuvo dalių įtaka krypties momento koeficiento priklausomybei nuo slydimo kampo ir visų dalių veikimo bendras efektas. Vienas liemuio yra nestabilus. Kilis suteikia stabilumo, o papildomas kilis viršuje išlaiko stabilumą iki didesnių slydimo kampų.



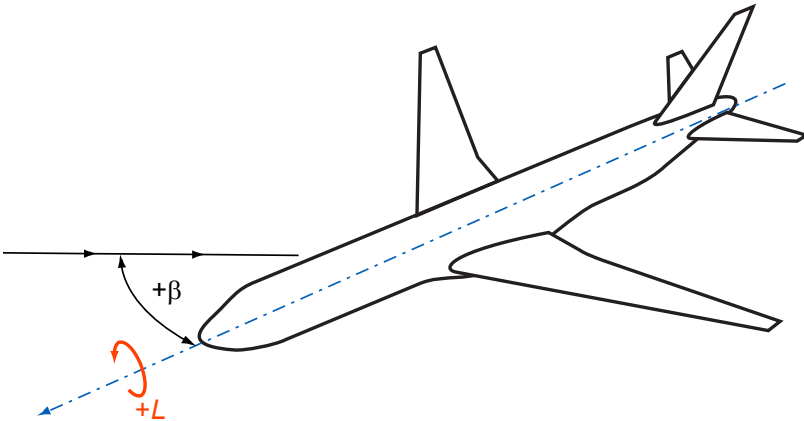
137 pav. Lėktuvo dalių įtaka krypties momentui:
1 – liemuio; 2 – vertikali uodega; 3 – visas lėktuvas;
4 – lėktuvas su papildomu viršutiniu kiliu

4.5. Skersinis statinis stabilumas

4.5.1. Posvyrio kampas Φ

Skersinis statinis stabilumas – tai stabilumas išilginės ašies atžvilgiu. Kai lėktuvas pasisuka išilginės ašies atžvilgiu, susidaro kampas tarp lėktuvo simetrijos plokštumos ir vertikaliosios plokštumos. Šis kampas vadinamas posvyrio kampu ir žymimas Φ .

Esant slydimui, atsiranda momentas išilginės ašies atžvilgiu. Jis vadinamas posvyrio momentu ir žymimas L_M . Lėktuvo slydimo kampas ir teigiama posvyrio momento kryptis parodyta 138 pav.



138 pav. Lėktuvo momentas išilginės ašies atžvilgiu esant slydimui

4.5.2. Posvyrio momento koeficientas C_l

Krypties momento koeficientas apskaičiuojamas pagal formulę:

$$C_l = \frac{L_M}{q S b}; \quad (51)$$

čia q – dinaminis slėgis; S – sparno plotas; b – sparno mostas.

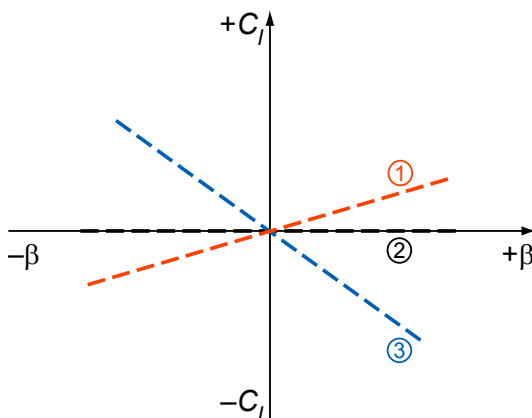
4.5.3. Slydimo kampo β įtaka

Jeigu lėktuvas pasvyra, susidaro jo keliamosios jėgos horizontalioji projekcija. Veikiamas horizontaliosios jėgos projekcijos, lėktuvas pradeda judėti į šoną, atsiranda slydimo kampas.

4.5.4. Grafikas $C_l(\beta)$

138 pav. parodytas teigiamas posvyrio momentas ir teigiamas posvyrio momentas. Tokio momento veikiamas lėktuvas pasvirs dešinėn ir slydimo kampas toliau didės. Vadinas, kad lėktuvas būtų stabilus išilginės ašies atžvilgiu, reikia, kad, atsiradus teigiamam slydimo kampui, susidarytų neigiamas posvyrio momento koeficientas.

139 pav. parodyti trys posvyrio momento koeficiento priklausomybės variantai nuo slydimo kampo. Lėktuvo statinį krypties stabilumą lemia kreivės $C_l(\beta)$ polinkis. Kai polinkis neigiamas, t. y., kai, didėjant slydimo kampui, krypties momento koeficientas mažėja, lėktuvas yra statiškai stabilus išilginės ašies atžvilgiu.

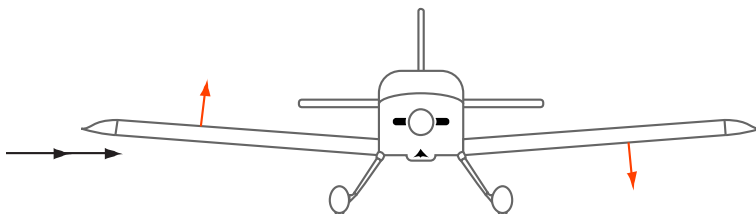


139 pav. Posvyrio momento priklausomybė nuo slydimo kampo:
1 – nestabilus; 2 – neutralus; 3 – stabilus

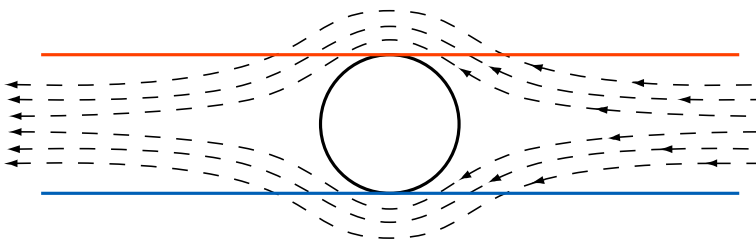
4.5.5. Įvairių faktorių įtaka skersiniam statiniam stabilumui

140 pav. parodytas keliamosios jėgos pokytis ant abiejų teigiamą skersinį „V“ kampą turinčių sparnų esant slydimui. Keliamosios jėgos pokytis sudaro momentą, kuris mažina slydimą kampą.

141 pav. parodyta, kaip skersinė greičio dedamoji esant slydimui apteka liemenį. Aukštasparnis sudaro teigiamo skersinio „V“ kampo efektą, žemasparnis sudaro neigiamo skersinio „V“ kampo efektą.



140 pav. Teigiamo skersinio „V“ kampo įtaka posvyrio momentui



141 pav. Sparno padėties įtaka posvyrio momentui

Sparno strėliškumas padidina lėktuvo stabilumą išilginės ašies atžvilgiu. Kai lėktuvas slysta, tos pusės sparno, į kurią lėktuvas slysta, keliamoji jėga yra didesnė. Sparnų keliamosios jėgos skirtumas sudaro momentą išilginės ašies atžvilgiu, kuris suka lėktuvą taip, kad sumažėtų slydimo kampas. Strėlinio sparno skersinio „V“ efektas priklauso nuo skrydžio greičio. Skrendant dideliu greičiu, kai atakos kampas mažas, skersinio „V“ efektas irgi mažas. Kai atakos kampas didelis, šis efektas irgi sustiprėja.

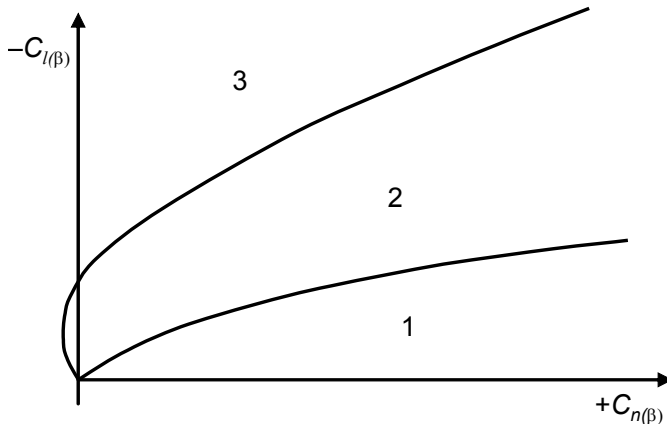
Papildomas apatinis kilis yra žemiau svorio centro. Esant slydimui papildomo apatinio kilio šoninė jėga sudaro momentą, kuris didina slydimo kampą.

Vertikali uodega yra aukščiau svorio centro. Esant slydimui vertikali uodegos šoninė jėga sudaro momentą, kuris mažina slydimo kampą.

4.6. Dinaminis skersinis ir krypties stabilumas

4.6.1. Tendencija pikiruoti spirale

Atsiradus slydimo kampui, susidaro momentai išilginės ir vertikaliosios ašies atžvilgiu. Todėl dinaminį stabilumą išilginės ir vertikaliosios ašies atžvilgiu reikia nagrinėti bendrai. Jis vadinamas šoniniu stabilumu. 142 pav. parodytos šoninio judesio charakteristikos. Koordinačių ašių sistemoje $C_n - C_l$ parodytos sritys, kuriose lėktuvo šoninis judesys yra stabilus. Taip pat parodytos sritys, kuriose yra spiralinis nestabilumas ir olandiškojo žingsnio nestabilumas.



142 pav. Olandiškojo žingsnio ir spiralės sąlygos:
1 – spiralinis nestabilumas; 2 – šoninis stabilumas;
3 – olandiškojo žingsnio nestabilumas

Kai krypties statinis stabilumas yra gerokai didesnis už skersinį statinį stabilumą, lėktuvas gauna spiralinį nestabilumą. 142 pav. parodyta 1-oji sritis, kurioje lėktuvo nestabilumas yra spiralinis. Taip pat parodyta 2-oji sritis, kurioje lėktuvo šoninis judesys yra stabilus. Tarp stabilios srities ir spiralinio nestabilumo srities lėktuvo spiralinis stabilumas yra neutralus.

Nedidelis spiralinis stabilumas yra toleruojama lėktuvo savybė. Lėktuvo, kurio nestabilumas yra spiralinis, posvyrio kampas didėja lėtai. Pilotas lengvai jį pastebi ir gali ištaisyti.

4.6.2. Olandiškasis žingsnis

Kai skersinis statinis stabilumas (skersinio „V“ efektas) yra gerokai didesnis už krypties statinį stabilumą, lėktuvas vienu metu svyruoja apie vertikaliąją ir išilginę ašis. Kai yra didelis skersinio „V“ efektas, esant slydimui prieš srautą atsukto sparno atakos kampas ir keliamoji jėga padidėja. Padidėja ir indukcinis pasipriešinimas. Taip prasideda svyravimai vertikaliosios ir išilginės ašies atžvilgiu. Toks judėjimas vadinamas olandiškuoju žingsniu.

142 pav. parodyta sritis, kurioje lėktuvo nestabilumas yra olandiškojo žingsnio tipo. Taip pat parodyta sritis, kurioje lėktuvo šoninis judesys yra stabilus. Tarp stabilios srities ir olandiškojo žingsnio nestabilumo srities lėktuvas svyruos pastovia amplitude. Kai lėktuvo sparnas strėlinis, šoninio judesio charakteristikos priklauso nuo greičio. Skrendant dideliu greičiu, kai strėlinio sparno skersinio „V“ efektas yra mažas, lėktuvo nestabilumas gali būti spiralinis. Skrendant mažu greičiu ir dideliu atakos kampu, kai strėlinio sparno skersinio „V“ efektas yra didelis, lėktuvo nestabilumas gali būti olandiškojo žingsnio tipo.

Olandiškasis žingsnis yra nepageidaujama lėktuvo savybė. Lėktuvuose, kurių nestabilumas yra olandiškojo žingsnio tipo, įmontuojamas krypties slopintuvas. Krypties slopintuvas atlenkia krypties vairą ir slopina krypties svyravimus. Krypties vairo atlenkimo kampas yra proporcingas kampiniam greičiui vertikaliosios ašies atžvilgiu.

Jeigu prasideda olandiškojo žingsnio svyravimai, o krypties slopintuvo nėra arba jis neveikia, svyravimus reikia slopinti eleronais. Bandymas olandiškojo žingsnio svyravimus slopinti krypties vairu gali sudaryti piloto indukuojamus svyravimus.

4.6.3. Aukščio įtaka dinaminiam stabilumui

Skrendant dideliame aukštyje tikrasis greitis yra gerokai didesnis už prietaisinį. Atakos kampų pokyčiai, susiję su kampiniais greičiais, pasidaro mažesni. Aerodinaminis slopinimas sumažėja. Aerodinaminis slopinimas sumažėja maždaug tiek kartų, kiek kartų prietaisinis greitis yra mažesnis už tikrąjį greitį.

5. ORLAIVIO VALDYMAS

5.1. Bendrosios žinios

5.1.1. Pagrindai, trys plokštumos ir trys ašys

Pagrindinės lėktuvo ašys yra: išilginė, skersinė ir vertikali. Jos parodytos 115 pav.

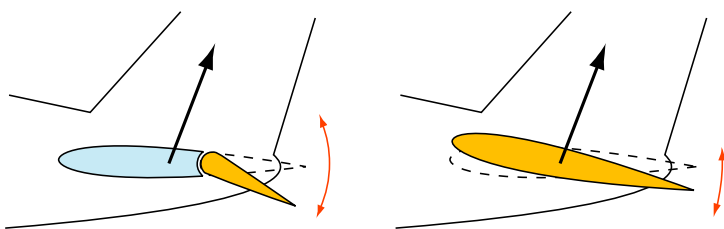
Kampas, kuriuo lėktuvas pasisuka apie išilginę ašį, vadinamas posvyrio kampu; apie skersinę ašį – polinkio kampu; apie vertikalią ašį – krypties kampu.

Lėktuvo kampinis greitis išilginės ašies atžvilgiu vadinamas posvyrio kampiniu greičiu; skersinės ašies atžvilgiu – polinkio kampiniu greičiu; vertikalsios ašies atžvilgiu – krypties kampiniu greičiu.

5.1.2. Gaubtumo keitimas

Aerodinaminės valdymo jėgos galima sukurti keliais būdais.

Dažniausiai taikomas būdas – aerodinaminio paviršiaus gaubtumo keitimas atlenkiant vairą. Jo principas parodytas 143 pav. kairėje. Atlenkus vairą, pasikeičia aerodinaminio paviršiaus efektyvi styga, efektyvus atakos kampas ir aerodinaminį paviršių veikianti aerodinaminė jėga.



143 pav. Valdymo jėgų sukūrimas

5.1.3. Atakos kampo keitimas

Kitas aerodinaminį valdymo jėgų sukūrimo būdas yra aerodinaminio paviršiaus atakos kampo keitimas, pasukant aerodinaminį paviršių. Šis būdas parodytas 143 pav. dešinėje. Pasukus aerodinaminį pa-

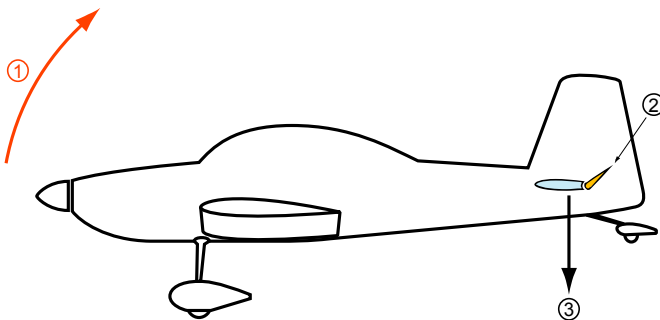
viršių, pasikeičia atakos kampas ir paviršių veikianti aerodinaminė jėga. Šis būdas dažniausiai naudojamas viršgarsiniuose lėktuvuose, nes esant viršgarsiniams greičiams aerodinaminiai vairai neefektyvūs.

5.2. Polinkio valdymas

Klasikinės schemos lėktuvuose polinkis valdomas keičiant uodegos horizontaliosios plokštumos aerodinaminę jėgą.

5.2.1. Aukščio vairas, pasukama horizontali uodega

144 pav. parodytas polinkio valdymo principas. Norint sukurti polinkio momentą, kuris didintų atakos kampą, reikia uodegos horizontalioje plokštumoje sukurti papildomą jėgą, nukreiptą žemyn. Valdymo jėga gali būti sukurama arba atlenkiant aukščio vairą, arba pasukant horizontaliąją uodegos plokštumą, kaip parodyta 143 pav.



144 pav. Polinkio valdymas: 1 – polinkio momentas; 2 – aukščio vairas, atlenktas aukštyn; 3 – jėga, nukreipta žemyn

Kai horizontalioji plokštuma pritvirtinta ant vertikaliosios plokštumos viršaus, tai vadinama T formos uodega. T formos uodegos privalumai:

- Horizontalioji uodegos plokštuma yra laisvajame oro sraute. Ant jos nepatenka sparno aerodinaminis pėdsakas ir pasienio sluoksnis nuo liemens. Ši ypatybė ypač svarbi skrendant mažu greičiu, kai reikia efektyvaus aukščio vairo.

- Esant tokiai schemai nesunkiai galima padidinti horizontalios uodegos atstumą nuo liemens.
- Turboreaktyviniuose lėktuvuose atsilaisvina vieta varikliams tvirtinti uodegoje.

T formos uodegos trūkumai:

- Padidėja tikimybė, kad pasireikš gilios smukos tendencija, nes nuo lėktuvo sparno atitrūkęs srautas gali patekti ant horizontalios uodegos. Dėl tos pačios priežasties lėktuvas gali būti sunkiau išvedamas iš suktuko.
- Vertikali uodega turi būti stipresnė ir standesnė. Todėl jos svoris padidėja.
- Mechaninė valdymo sistema sudėtingesnė.
- Sunkesnė nuolatinė apžiūra žemėje.

Aukščio vairo veikimo principas parodytas 143 ir 144 pav.

Aukščio vairo atlenkimo įtaka momento kreivei parodyta 121 pav.

Uodegos horizontalios plokštumos apkrova, t. y. nuo lėktuvo konfigūracijos ir skrydžio greičio priklauso tai, kokios krypties (aukštyn ar žemyn) ir kokio dydžio aerodinaminė jėga veikia horizontalią uodegą, nes nuo šių parametrų priklauso slėgio centro padėtis. Kai slėgio centras sutampa su sparno aerodinaminiu centru, horizontalios uodegos keliamoji jėga yra lygi nuliui. Kai sparno slėgio centras yra prieš svorio centrą, uodegos keliamoji jėga nukreipta aukštyn. Kai sparno slėgio centras yra už svorio centro, uodegos keliamoji jėga nukreipta žemyn. Šis atvejis pasitaiko dažniau.

5.2.2. Srauto nulenkimo efektai

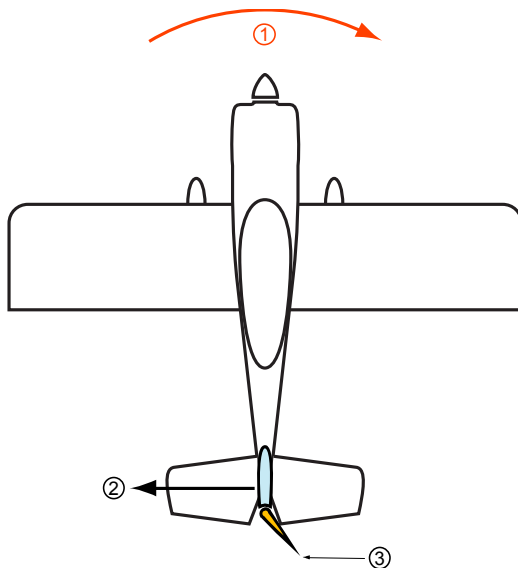
Sparno sukurių sistema oro srautą nulenkia žemyn, todėl uodegos atakos kampas yra mažesnis už sparno atakos kampą. Tai mažina horizontalios uodegos efektyvumą. Srauto nulenkimo įtaka horizontaliai uodegai sumažėja, kai uodega yra T formos. Kad horizontalios uodegos atakos kampas galėtų kisti optimaliu diapazonu, naudojamas pasukamas stabilizatorius.

5.2.3. Uodegos apledėjimas

Horizontalios uodegos keliamoji jėga dažniausiai veikia žemyn. Jeigu skrydžio metu uodega apledėja, gali prasidėti uodegos smuka, sumažės jėga, veikianti žemyn, lėktuvas nuleis nosį ir pradės žemėti.

5.3. Krypties valdymas

Vertikaliosios ašies atžvilgiu lėktuvas valdomas krypties vairo (145 pav.). Krypties vairo valdymo principas toks pat kaip ir aukščio vairo. Atlenkus krypties vairą, pasikeičia vertikalios uodegos kreivumas ir efektyvus slydimo kampas. Krypties vairo paskirtis: kompensuoti nesimetrinį traukos momentą, koreguoti kryptį tupiant arba kylant su šoniniu vėju, kompensuoti nepalankų krypties momentą dėl eleronų atlenkimo, išvesti iš suktuko, kompensuoti propelerio efektą vienmotoriuose lėktuvuose.



145 pav. Krypties valdymas: 1 – krypties momentas;
2 – vertikalios uodegos šoninė jėga; 3 – krypties vairas

Lėktuvuose, kurie skraido dideliais greičiais, visiškas krypties vairo atlenkimas skrendant dideliu greičiu labai apkrautų liemens konstrukciją. Be to, skrendant dideliu greičiu, nereikia maksimaliai atlenkti krypties vairo. Todėl kai kuriuose lėktuvuose keičiamas krypties vairo valdymo santykis priklausomai nuo skrydžio greičio. Toks keitimas gali būti dviejų tipų. Nuo tam tikro greičio gali būti pakeistas valdymo santykis, kuris, greičiui toliau didėjant, gali išlikti pastovus. Kitu atveju valdymo santykis nuo tam tikro greičio gali būti keičiamas laipsniškai.

5.4. Posvyrio valdymas

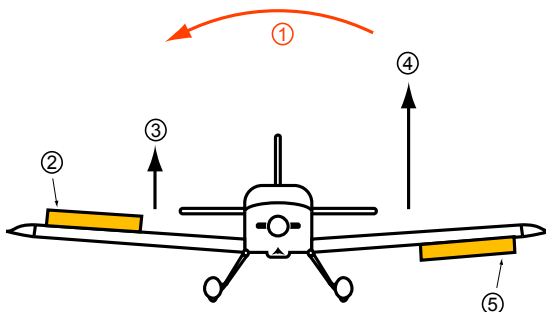
Posvyris paprastai valdomas eleronais arba spoileriais, arba vienu metu ir eleronais, ir spoileriais. Posvyrio valdymo paskirtis: sukurti reikiamą posvyrio kampinį greitį ir kompensuoti posvyrio momentus nesimetrinių režimų metu.

5.4.1. Eleronai

Eleronų paskirtis: sumažinti keliamąją jėgą viename sparne ir padidinti keliamąją jėgą kitame sparne, taip sudant momentą išilginės ašies atžvilgiu, kaip parodyta 146 pav. Eleronai dažniausiai būna sparnų gale, kad jų efekto petys išilginės ašies atžvilgiu būtų didžiausias (146 pav.).

Eleronai paprastai reguliuojami taip, kad lėktuvui stovint ant žemės jie abu būtų truputį nuleisti žemyn. Kai lėktuvas skrenda, dėl slėgio skirtumo viršuje ir apačioje eleronai pakyla į neutralią padėtį.

Eleronai ne tik sukuria posvyrio momentą, bet ir apkrauna sparną sukimo momentu. Sukimo momentas nuo eleronų atlenkimo proporcingas skrydžio greičio kvadratui. Skrendant dideliu greičiu ir atlenkus eleronus, sparnas susisuka, sumažindamas eleronų efektyvumą. O nuo tam tikro greičio sparno susisukimo efektas viršija eleronų atlenkimo efektą. Šis reiškinys vadinamas eleronų reversavimu esant dideliems greičiams.



146 pav. Posvyrio valdymas: 1 – posvyrio momentas;
2 – eleronas, pakeltas aukštyn; 3 – sumažėjusi keliamoji jėga;
4 – padidėjusi keliamoji jėga; 5 – eleronas, nuleistas žemyn

Kad nereiktų standinti, o kartu ir sunkinti sparno, transporto lėktuvuose, be įprastinių eleronų, sparno gale montuojami vidiniai eleronai. Kai lėktuvas skrenda mažu greičiu su išleistais užsparniais, veikia ir vidiniai, ir išoriniai eleronai. Kai lėktuvas skrenda dideliu greičiu įtraukęs užsparnius, veikia tik vidiniai eleronai.

5.4.2. Flaperonai, eleronų nulinkimas

Kai eleronai atlieka papildomai ir užsparnių vaidmenį, jie vadinami flaperonais.

5.4.3. Spoileriai

Kai spoileriai naudojami kartu su eleronais arba vietoj eleronų, tai spoileris arba spoileriai atlenkiami tik ant vieno sparno, kurio keliamąją jėgą reikia sumažinti.

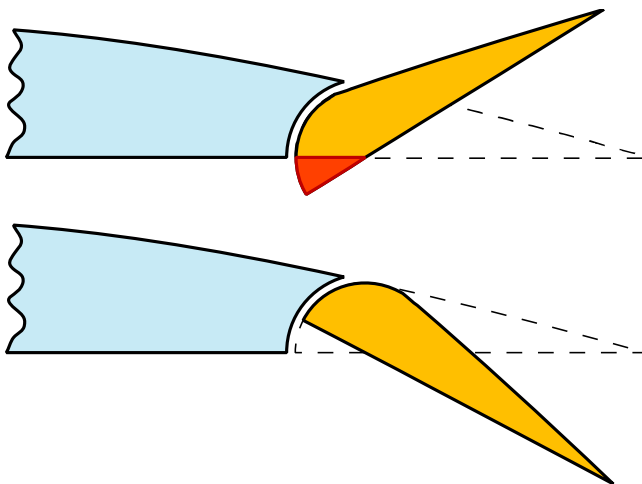
5.4.4. Nepalankus krypties momentas

Kai atlenkiami eleronai, susidaro ne tik posvyrio momentas, bet ir krypties momentas. Krypties momentas susidaro todėl, kad tuose pjūviuose, kur eleronas atlenktas žemyn, padidėja profilinis ir indukcinis pasipriešinimas. Tuose pjūviuose, kuriuose eleronas atlenktas

aukštyn, sumažėja profilinis ir indukcinis pasipriešinimas. Krypties momentas veikia nepalankiai. Kai eleronai atlenkiami taip, kad lėktuvas svirtų kairėn, krypties momentas lėktuvo nosį suka dešinėn. Todėl krypties momentas dėl eleronų atlenkimo vadinamas nepalankiu krypties momentu.

5.4.5. Nepalankaus krypties momento išvengimo būdai

Vienas iš būdų sumažinti nepalankų krypties momentą yra Frieser eleronai, kurie parodyti 147 pav. Priekinė apatinė elerono dalis sudaro kampą. Kai eleronas atlenkiamas aukštyn, kampas apačioje išlenda į srautą ir padidina pasipriešinimą. Taip iš dalies kompensuojamas momentas, kurį sukuria kito sparno žemyn atlenktas eleronas.



147 pav. Frieser eleronai

Eleronai, kurie žemyn atsilenkia gerokai mažiau negu aukštyn, vadinami diferencialiniais. Diferencialiniai eleronai sumažina nepalankų krypties momentą.

Kai posvyris valdomas eleronais, nesusidaro nepalankaus krypties momento, nes atlenkiamas spoileris tik ant to sparno, kurio keliamąją jėgą reikia sumažinti.

5.5. Kryžminiai ryšiai (kryptis ir posvyris)

Atlenkus eleronus, šalia pagrindinio efekto – posvyrio momento susidaro ir šalutinis efektas – nepalankus krypties momentas.

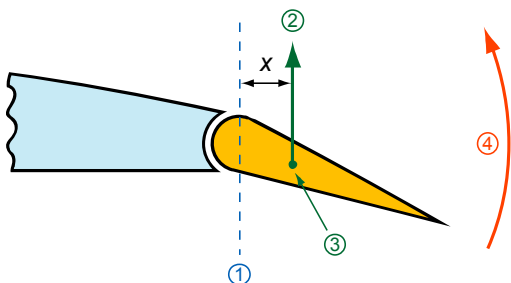
Kadangi uodegos vertikalioji plokštuma dažniausiai yra virš svorio centro, atlenkus krypties vairą, susidaro ne tik pagrindinis efektas – krypties momentas, bet ir šalutinis efektas – posvyrio momentas, kuris nėra labai didelis.

5.6. Valdymo jėgų mažinimo būdai

Jeigu lėktuvo aerodinaminiai vairai yra dideli arba lėktuvas skraido dideliais greičiais, susidaro didelės valdymo jėgos. Todėl taikomi įvairūs būdai valdymo jėgoms sumažinti.

5.6.1. Aerodinaminė kompensacija

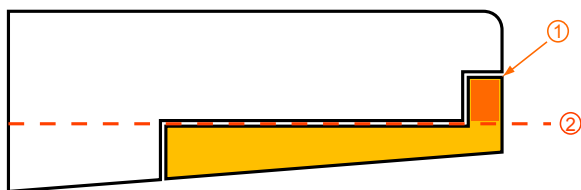
Aerodinaminis pasipriešinimas valdymo jėgoms susidaro dėl to, kad vairą veikiančių slėgio jėgų atstojamoji nesutampa su vairo ašimi. Vairo atstojamosios jėgos ir jos atstumo iki sukimosi ašies sandauga yra lankstinis momentas, kuris priešinasi vairo atlenkimui. Jeigu sukimosi ašis perkeliama toliau nuo vairo priekinės briaunos ir arčiau vairo atstojamosios jėgos, lankstinis momentas sumažėja, kaip parodyta 148 pav.



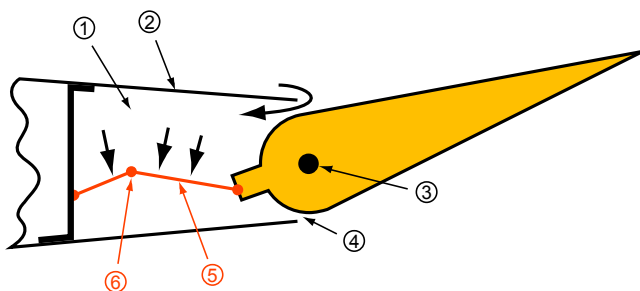
148 pav. Ašinė kompensacija: 1 – lanksto padėtis; 2 – vairą veikianti jėga; 3 – vairo slėgio centras; 4 – lankstinis momentas

Lankstinį momentą galima sumažinti nekeičiant ašies padėties, bet padidinant vairo plotą prieš ašį. Plotas taip padidinamas paprastai ne visame vairo ilgyje, bet jo gale. Toks ploto padidinimas vairo gale atrodo kaip ragas. Todėl šis lankstinio metodo mažinimo būdas vadinamas ragine kompensacija, ji parodyta 149 pav.

Vidinė kompensacija veikia panašiai kaip ir ašinė, tik ji sumontuota sparno viduje (150 pav.).

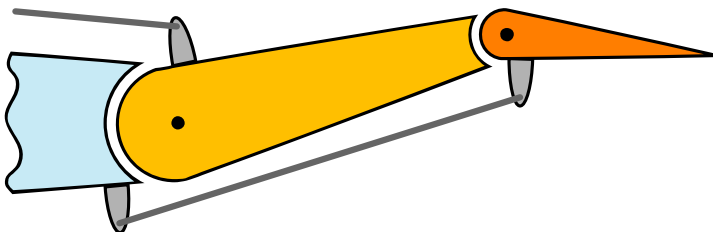


149 pav. Raginė kompensacija: 1 – aerodinaminė raginė kompensacija; 2 – vairo ašis

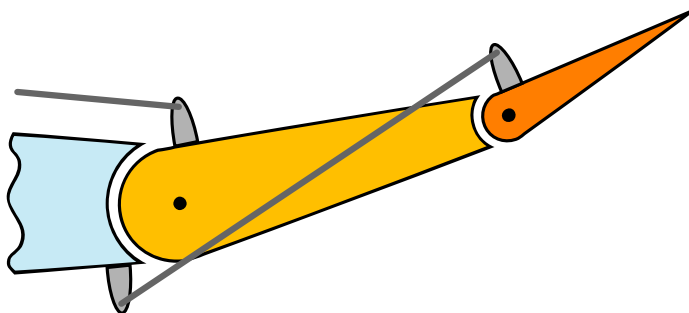


150 pav. Vidinė kompensacija: 1 – padidėjęs slėgis; 2 – sparno danga; 3 – vairo ašis; 4 – sumažėjęs plyšys; 5 – membrana; 6 – lankstas

Iki šiol aptartos aerodinaminės lankstinių momentų mažinimo priemonės, susijusios su aerodinaminėmis jėgomis prieš vairo ašį. Povairiai pakeičia lankstinius momentus keisdami aerodinamines jėgas už vairo ašies. Kai vairas pasisuka į vieną pusę, balansinis povairis (parodytas 151 pav.) pasisuka į kitą pusę. Jis sumažina valdymo jėgas, bet sumažina ir vairo efektyvumą.



151 pav. Balansinis povairis

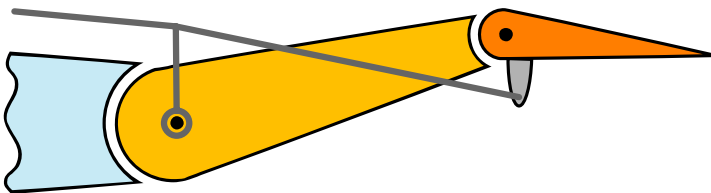


152 pav. Antibalansinis povairis

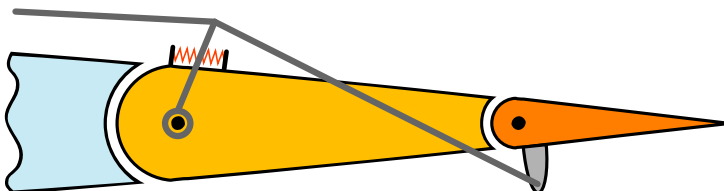
Antibalansinis povairis atsilenkia į tą pačią pusę kaip ir vairas. Jis parodytas 152 pav. Vairo efektyvumas padidėja, bet padidėja ir valdymo jėgos.

153 pav. parodytas servopovairis. Jo valdymas sujungtas tiesiogiai su šturvalu. Pats vairas neturi jokio tiesioginio ryšio su šturvalu. Atlenkus povairį, susidaro momentas vairo ašies atžvilgiu ir atsilenkia pats vairas. Tokio povairio trūkumas – mažas efektyvumas skrendant mažais greičiais. Šis valdymo metodas pasižymi dar viena ypatybe. Jeigu lėktuvui stovint žemėje vairai užfiksuoti, pilotų kabinėje to nesijaus, nes šturvalas judės laisvai.

154 pav. parodytas spyruoklinis povairis. Jis yra servopovairo modifikacija. Jame povairio valdymo svirtis spyruoklėmis yra sujungta su pagrindiniu vairu. Esant mažiems greičiams, kai lankstiniai momentai nedideli, svirtis spyruoklėmis tiesiogiai valdo vairą. Esant dideliems greičiams, spyruoklė susispaudžia ir atsilenkia povairis.



153 pav. Servopovairis



154 pav. Spyruoklinis povairis

5.6.2. Dirbtinės priemonės

Skrendant viršgarsiniais greičiais valdymo jėgos būna tokios didelės, kad aerodinaminio kompensavimo nebepakanka. Be to, esant transgarsiniams greičiams, jėgos labai greitai keičiasi. Todėl tokiuose lėktuvuose valdymo sistemose naudojamos dirbtinės priemonės: hidraulinės pavaros ir elektrinės pavaros.

Dirbtinės priemonės – hidraulinės pavaros ir elektrinės pavaros – valdymo sistemose būna su grįžtamoju ryšiu ir be grįžtamojo ryšio.

Valdymo sistemose, be grįžtamojo ryšio, naudojami mechanizmai, imituojantys valdymo jėgas ant šturvalo ar vairalazdės, kad pilotui sukeltų valdymo jausmą.

5.7. Valdymo jėgų balansavimas

5.7.1. Balansavimo priežastys

Valdymo jėgų balansavimas – tai jų sumažinimas iki nulio esant konkrečiam skrydžio režimui. Skrendant įvairiuose aukščiuose ir įvairiais greičiais pilotas turi laikyti aerodinامينius vairus, atlenktus reikiamu kampu. Norėdamas vairus išlaikyti reikiamoje padėtyje pilotas

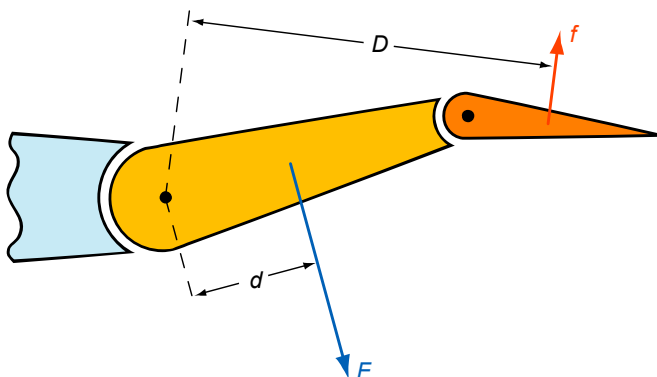
turės stipriai laikyti valdymo svertus. Naudojant valdymo jėgų balansavimo priemones, šias valdymo jėgas galima sumažinti iki nulio. Aukščio vairo balansavimo reikia, kai keičiamas skrydžio greitis, variklių galia, svorio centro padėtis. Krypties vairo balansavimo reikia, kai pakeičiamas propelerio sukimo momentas arba kai susidaro nesimetrinė trauka. Eleronų balansavimo reikia rečiau, pvz., kai lėktuvo konfigūracija nesimetrinė arba svorio centras nėra simetrijos plokštumoje.

Balansavimui gali būti taikomi įvairūs būdai: povairis, stabilizatoriaus pasukimas, spyruoklės paslinkimas, centruotės pakeitimas.

Trimerio ir povairo veikimo principas yra labai panašus, pagrindinis skirtumas tas, kad trimerio padėtis mechaniškai nesusijusi su vairo atlenkimo kampu. Trimerio kampas vairo atžvilgiu tiesiogiai valdomas iš piloto kabinos.

5.7.2. Trimeriai

Trimerio veikimo principas parodytas 155 pav. Atlenkus vairą, atstojamoji jėga F sudaro lankstinį momentą sukimosi ašies atžvilgiu. Atsverdamas šį momentą, pilotas traukia arba stumia valdymo svertą kabinoje. Vairo gale esantį trimerį galima atlenkti vairo atžvilgiu tiek, kad jį veikianti jėga f sudarytų priešingos krypties, bet tokio pat dydžio momentą, kaip ir jėgos F momentas.



155 pav. Trimerio veikimo principas

Trimeris valdomas iš piloto kabinos trimerio ratu arba elektros jungikliu. Trimerio ratą sukanč pirmyn, trimeris turi atsilenkti aukštyn ir aukščio vairą spausti žemyn.

5.7.3. Balansavimas stabilizatoriumi

Taikant šį metodą sukanč balansavimo ratą keičiasi stabilizatoriaus kampas. Stabilizatorius sukamas tiek, kad aukščio vairo valdymo jėga sumažėtų iki nulio. Taikant stabilizatoriaus pasukimą, horizontaliosios plokštumos pasipriešinimas būna mažesnis, efektyvumas didesnis. Lėktuvas gali skraidyti esant didesniai centruočių diapazonui.

6. APRIBOJIMAI

6.1. Eksploataciniai apribojimai

6.1.1. Flaterio fenomenas ir jį veikiantys faktoriai

Lėktuvo dalių masių ir standumo pasiskirstymas lemia jų svyravimo tipus ir natūralų dažnį. Jei skrydžio metu susidaro žadinančios jėgos, kurių dažnis artimas natūraliam lėktuvo dalių dažniui, gali susidaryti rezonansas. Didėjant svyravimų amplitudei, lėktuvas gali sulūžti ore. Šis reiškinys vadinamas flateriu. Egzistuoja kritinis kiekvieno lėktuvo flaterio greitis, kurį viršijus gali prasidėti flateris. Flaterio atsiradimo tikimybė priklauso nuo daugelio faktorių.

Lėktuvo kritinis flaterio greitis priklauso nuo nuosavų svyravimų dažnio. Kuo didesnis nuosavų svyravimų dažnis, tuo didesnis kritinis flaterio greitis.

Aerodinaminių vairų laisvumas ir laisvumai valdymo sistemose sumažina kritinį flaterio greitį.

Flateris gali atsirasti tada, kai lėktuvo dalis turi du laisvės laipsnius (pvz., sparno lenkimas ir sukimas) ir tarp šių laisvės laipsnių yra aerodinaminis-elastinis ryšys. Pavyzdžiui, kai atsiranda sparno sukamoji deformacija, pasikeičia atakos kampas ir keliamoji jėga. Pasikeitus keliama jėgai, keičiasi lenkiamoji deformacija. Jeigu lenkiamoji deformacija keičiasi su pagreičiu, o atskirų sparno pjūvių masės centrai nesutampa su standumo ašimi, keičiasi sparno sukamoji deformacija. Prasideda periodinis procesas.

Kritiniam flaterio greičiui turi įtakos atskirų sparno pjūvių svorio centro padėtis standumo ašies atžvilgiu. Paprastai sparno pjūvio svorio centras yra nuo standumo ašies galinės briaunos link. Kuo didesnis šis atstumas, tuo didesnė tikimybė atsirasti flateriui.

Pilotas lėktuvą pilotuoja pagal prietaisinių greitį V_{IAS} , o flaterį lemia tikrasis greitis. Aukštėjant pastoviu prietaisiniu greičiu, tikrasis greitis didėja didėjant aukščiui.

6.1.2. Lėktuvo flaterio tipai

Pagrindinė sparno flaterio forma yra lenkimo ir sukimo flateris. Sparnas taip pat gali dalyvauti svyravimuose kartu su liemeniu ir vairais.

Horizontalios uodegos flaterio formos gali būti tokios pačios, kaip ir sparno. Papildomai horizontali uodega gali dalyvauti svyravimuose kartu su liemeniu, pvz., uodegos sukimas ir liemens lenkimas.

Kilio flaterio formos gali būti panašios kaip ir horizontalios uodegos. Papildomai kilis gali dalyvauti svyravimuose kartu su liemens sukimu.

Vairo atsilenkimas gali būti vienas iš laisvės laipsnių esant flaterio svyravimams. Egzistuoja simetrinės ir antisimetrinės eleroninio flaterio formos. Aukščio ir krypties vairas taip pat gali dalyvauti flaterio svyravimuose.

6.1.3. Masės paskirstymo reguliavimas balansyrais, siekiant sumažinti flaterio problemas

Reaktyviniai varikliai ant sparnų montuojami naudojant pilonus esant perstūmimui pirmyn, kad jų svorio centras būtų prieš standumo ašį. Tada varikliai veikia kaip balansyrai, mažinantys flaterio tikimybę.

Kai vairo svorio centras yra toli nuo sukimosi ašies, vairo svyravimai gali sukelti flaterį. Todėl projektuojant ir gaminant lėktuvų vairus stengiamasi svorį koncentruoti arčiau ašies. Kai to nepakanka, prieš sukimosi ašį įvairiais būdais tvirtinami balansyrai.

6.1.4. Galimi veiksmai prasidėjus flateriui skrydžio metu

Flaterio pavojingumas yra tai, kad kiekvieno svyravimo ciklo amplitudė didėja. Lėktuvo deformacijos gali viršyti elastingumo ribą ir suirti. Prasidėjus flateriui, vienintelis gelbėjimosi būdas yra mažinti greitį.

6.1.5. Eleronų reverso fenomenas

Kai lėktuvas skrenda mažu greičiu, jo atakos kampas yra artimas kritiniam atakos kampui. Jeigu esant tokiam skrydžio režimui atlenkiami eleronai, tai tuose sparno pjūviuose, kuriuose eleronas atlenktas žemyn, kritinis atakos kampas sumažėja. Efektyvus atakos kampas gali viršyti kritinį, keliamoji jėga gali sumažėti. Vietoj pageidaujamo posvyrio į vieną pusę lėktuvas gali pasvirti į kitą pusę. Šis reiškinys vadinamas eleronų reversu esant mažiems greičiams.

Eleronai ne tik sukuria posvyrio momentą, bet ir apkrauna sparną sukimo momentu. Sukimo momentas nuo eleronų atlenkimo proporcingas skrydžio greičio kvadratui. Skrendant dideliu greičiu ir atlenkus eleronus, sparnas susisuka sumažindamas eleronų efektyvumą, o, viršijus tam tikrą greitį, sparno susisukimo efektas viršija eleronų atlenkimo efektą. Šis reiškinys vadinamas eleronų reversu esant dideliems greičiams.

6.1.6. Užsparnių ir (arba) važiuoklės apribojimų priežastis

V_{LO} – maksimalus greitis, kuriuo skrendant galima išleisti ir įtraukti važiuoklę.

V_{LE} – maksimalus greitis, kuriuo galima skristi su išleista važiuokle.

Išleidžiant arba įtraukiant važiuoklę, pirmiausia atidaromi važiuoklės gaubtai. Šių gaubtų paskirtis – uždengti važiuoklės nišas. Jie projektuojami nedidelėms aerodinaminėms apkrovoms. Todėl didžiausias leistinasis greitis, kuriuo galima skristi išleidžiant ir įtraukiant važiuoklę, yra mažesnis.

V_{FE} – didžiausias greitis, kuriuo galima skristi su išleistais užsparniais.

Užsparnių tikslas – padidinti sparno maksimalų keliamosios jėgos koeficientą, kad lėktuvas galėtų skristi mažu greičiu kilimo ir tūpimo metu. Užsparnių ir jų mechanizmo konstrukcija projektuojama mažiems greičiams. Skrendant su išleistais užsparniais leidžiamas

mažesnis maksimalus perkrovos koeficientas $n_{\max} = 2,0$ (su įtrauktais užsparniais $n_{\max} = 2,5$).

6.1.7. Didžiausieji leistinieji greičiai V_{MO} , V_{NO} , V_{NE}

V_{MO} yra greitis, kurio negalima viršyti skrydžio metu (transporto lėktuvams pagal CS-25). Kai lėktuvas žemėja, išlaikydamas pastovų Macho skaičių, jo prietaisinis greitis didėja. Tokiu atveju iškyla pavojus viršyti V_{MO} .

V_{NE} yra greitis, kurio negalima viršyti skrydžio metu (bendros paskirties lėktuvams pagal CS-23). Viršijus V_{NE} , gali prasidėti aerotamprumo reiškinių.

Pagal CS-25. 1505 V_{MO} turi neviršyti projekcinio kreiserinio greičio V_C .

V_{NO} – didžiausias konstrukcinis kreiserinis greitis (bendros paskirties lėktuvams pagal CS-23).

6.1.8. M_{MO} apibrėžimas ir jį ribojantys faktoriai

M_{MO} yra Macho skaičius, kurio negalima viršyti skrydžio metu (transporto lėktuvams pagal CS-25).

Kai lėktuvas aukštėja, išlaikydamas pastovų prietaisinį greitį, jo Macho skaičius didėja. Tuomet iškyla pavojus viršyti M_{MO} .

6.2. Manevrinė gaubiamoji

6.2.1. Manevrinių apkrovų diagrama

Manevrinių apkrovų diagrama parodyta 156 pav. Ši diagrama rodo ribas, kurių laikantis projektuojamas lėktuvas.

Vienas iš svarbiausių manevro parametrų yra perkrovos koeficientas n , kuris yra lygus lėktuvo keliamosios jėgos ir svorio santykiui.

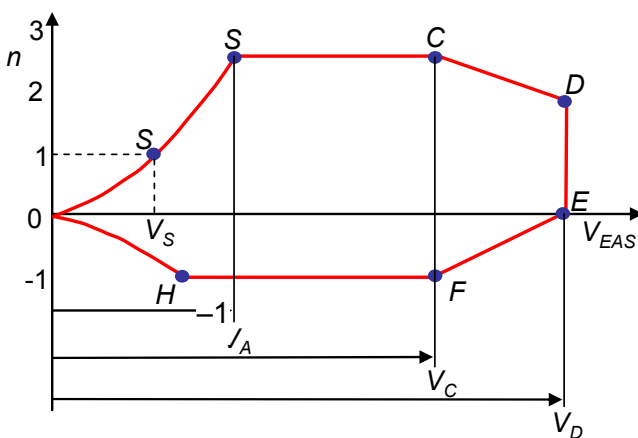
Manevrinė diagrama braižoma koordinatinių ašių sistemoje, kai ekvivalentinis greitis V_{EAS} atidedamas horizontaliojoje ašyje ir perkrovos koeficientas n – vertikaliojoje. Parametrai, kurie apibūdina manevrinę diagramą, yra: $C_{L\max}$ – riba; V_A – projektinis manevrinis greitis; V_C – projektinis kreiserinis greitis ir V_D – projektinis piktavimo greitis. Projektinis piktavimo greitis turi būti didesnis už projektinį kreiserinį greitį, kad būtų pakankama konstrukcijos suirimo atsarga.

Transporto lėktuvams pagal CS-25 maksimalus perkrovos koeficientas $n_{\max} = 2,5$, minimalus perkrovos koeficientas $n_{\min} = -1,0$.

Bendrosios paskirties lėktuvams pagal CS-23 maksimalus perkrovos koeficientas $n_{\max} = 4,4$ normalios kategorijos lėktuvams ir $n_{\max} = 6,0$ akrobatinės kategorijos lėktuvams. Minimalus neigiamas perkrovos koeficientas pagal absoliutųjį dydį turi būti ne mažesnis kaip $0,4 n_{maz}$, normalios kategorijos lėktuvams ir ne mažesnis kaip $0,5 n_{maz}$ akrobatinės kategorijos lėktuvams.

Manevrinis greitis apskaičiuojamas pagal formulę

$$V_A = V_S \sqrt{n_{\max}} .$$



156 pav. Manevrinių apkrovų diagrama

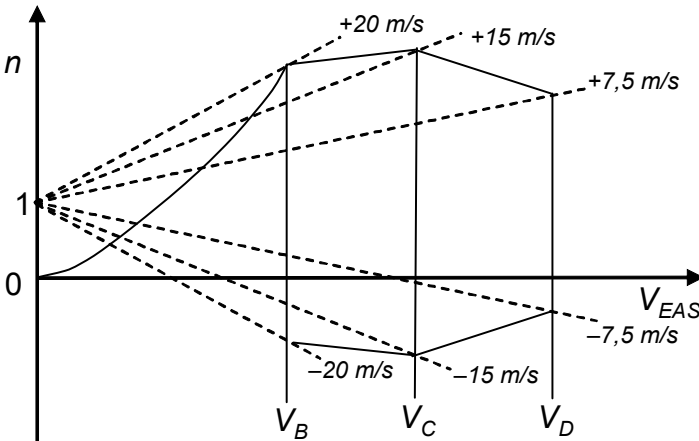
6.3. Gūsių gaubiamoji

Jeigu lėktuvas įskrenda į aukštyneigį oro gūsių, jo atakos kampas staigiai padidėja, keliamoji jėga viršija lėktuvo svorį, susidaro perkrovos koeficientas n .

Lėktuvo stiprumas turi būti pakankamas skristi greičiu V_D , kai vertikaliųjų gūsių greitis yra 7,5 m/s, skristi greičiu V_C , kai vertikaliųjų gūsių greitis yra 15 m/s ir skristi greičiu V_B , kai vertikaliųjų gūsių greitis yra 20 m/s. Projektinis lėktuvo greitis skrydžiui esant turbulencijai skaičiuojamas esant maksimalaus greičio oro gūsiams.

Gūsių diagrama braižoma koordinačių ašių sistemoje, kai ekvivalentinis greitis V_{EAS} atidedamas horizontaliojoje ašyje ir perkrovos koeficientas n – vertikalojoje. Šios diagramos pavyzdys parodytas 157 pav.

V_{RA} – didžiausias greitis, kuriuo leidžiama skristi esant turbulencijai. V_{RA} turi būti ne didesnis už V_B .



157 pav. Gūsių apkrovų diagrama

Lėktuvui skrendant esant turbulencijai iškyla du pavojai: 1) lėktuvo stiprumo atsarga turi būti pakankama, kad patekęs į vertikalųjį oro gūsį jis išlaikytų padidėjusias apkrovas, 2) skrydžio greitis turi būti pakankamas, kad, patekus į vertikalųjį oro gūsį, nebūtų viršytas kritinis atakos kampas.

Įvairių faktorių įtaka gūsių perkrovos koeficientui

Perkrovos koeficiento pokytis ir atakos kampo pokytis gūsingame ore būna mažesnis, kai keliamosios jėgos kreivės nuolydis mažesnis. Šios kreivės nuolydis yra mažesnis, kai sparno proilgis mažesnis ir strėliškumas didesnis.

Skrendant dideliame aukštyje, tikrasis greitis yra didesnis, todėl atakos kampo pokytis gūsingame ore būna mažesnis.

7. PROPELERIAI

Propelerio paskirtis – variklio veleno galingumą paversti trauka. Propeleris pagreitina pro jį praeinantį orą. Propelerio trauka yra lygi pro jį praėjusio oro masei per laiko vienetą, padaugintai iš greičio padidėjimo.

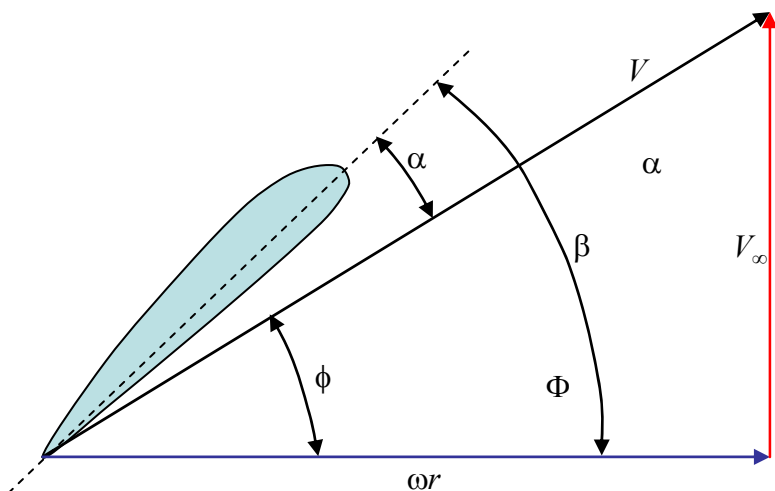
Propelerio mentė yra besisukantis sparnas. Didžiausias greitis oro atžvilgiu yra mentės gale. Mentės galo greitis riboja propelerio skersmenį ir kampinį greitį. Jeigu mentės galo greitis viršija kritinį Macho skaičių, mažėja propelerio trauka, didėja reikiamas sukimo momentas ir propelerio triukšmas.

7.1. Propelerio charakteristikos

7.1.1. Propelerio žingsnis

158 pav. parodytas propelerio mentės pjūvis ir su juo susiję kampai. Punktyrine linija parodyta mentės pjūvio stygos linija. Vektorius (ωr) yra apskritiminio greičio vektorius. Jis lygus propelerio kampinio greičio ω ir atstumo nuo sukimosi ašies iki pjūvio – spindulio r sandaugai. Vektorius V_∞ yra lėktuvo skrydžio greitis. Šių dviejų vektorių suma yra atstojamasis vektorius – mentės greičio vektorius oro atžvilgiu V . Atstojamojo greičio vektorius V su propelerio sukimosi plokštuma sudaro kampą ϕ . Kampas tarp atstojamojo greičio ir profilio stygos yra atakos kampas šiame pjūvyje.

Atstumas, kurį propeleris nueina skrydžio kryptimi per vieną apsisukimą, vadinamas propelerio *eiga* arba *veiksminguoju žingsniu*. Atstumas, kurį propeleris nueitų, jeigu atakos kampas būtų lygus nuliui, vadinamas geometrinio žingsniu. Skirtumas tarp geometrinio žingsnio ir veiksmingojo žingsnio vadinamas propelerio *slydimu*.



158 pav. Propelerio mentės pjūvio kampai

7.1.2. Mentės susukimas

Kadangi visi mentės pjūviai skrydžio kryptimi juda vienodu greičiu V_∞ , o apskritiminis greitis priklauso nuo pjūvio spindulio, tai, kad atakos kampas išilgai su mente būtų pastovus, ji turi būti susukta. Mentės pjūvių kampas β prie sukimosi ašies turi būti didesnis, o mentės gale – mažesnis.

7.1.3. Pastovus žingsnis, keičiamas žingsnis ir pastovus greitis

Propeleriai būna kelių tipų: fiksuoto žingsnio, perstatomo žingsnio ir keičiamo žingsnio. Fiksuoto žingsnio propelerio menčių tvirtinimo kampas skrydžio metu nesikeičia.

Perstatomo žingsnio propelerių žingsnį skrydžio metu galima keisti esant kelioms fiksuotoms padėtimis.

Keičiamo žingsnio propeleriai būna su automatiniais reguliatoriais, kurie skrydžio metu reguliuoja propelerio žingsnį, kad visą laiką būtų pastovus variklio sukimosi greitis.

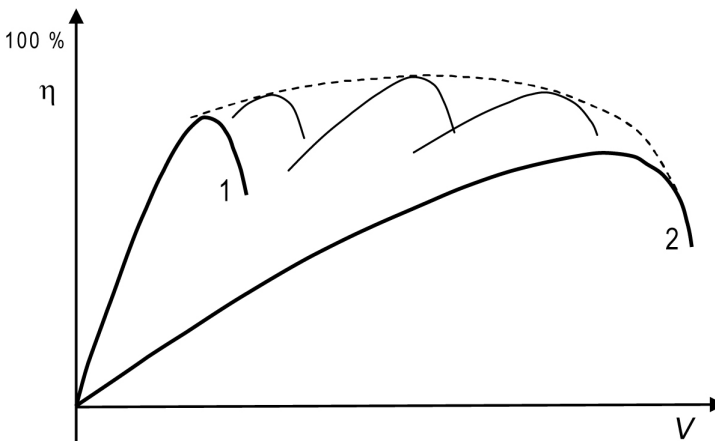
Mentės atakos kampas priklauso nuo skrydžio greičio, sukimosi greičio ir žingsnio.

7.1.4. Propelerio efektyvumo priklausomybė nuo greičio

Ne visą variklio veleno galingumą propeleris paverčia trauka. Propelerio trauką T padauginus iš skrydžio greičio V , gaunamas efektyvus propelerio traukos galingumas. Propelerio efektyvumą apibūdina jo naudingumo koeficientas. Variklio veleno galingumo ir propelerio traukos galingumo santykis vadinamas propelerio naudingumo koeficientu:

$$\eta = \frac{P}{TV_{\infty}}. \quad (52)$$

159 pav. parodyta propelerio naudingumo koeficiento priklausomybė nuo propelerio žingsnio ir skrydžio greičio. Kai skrydžio greitis mažas, efektyvesnis yra mažas propelerio žingsnis. Kai skrydžio greitis didelis, efektyvesnis yra didelis propelerio žingsnis.



159 pav. Propelerio naudingumo koeficiento priklausomybė nuo greičio: 1 – mažas žingsnis; 2 – didelis žingsnis

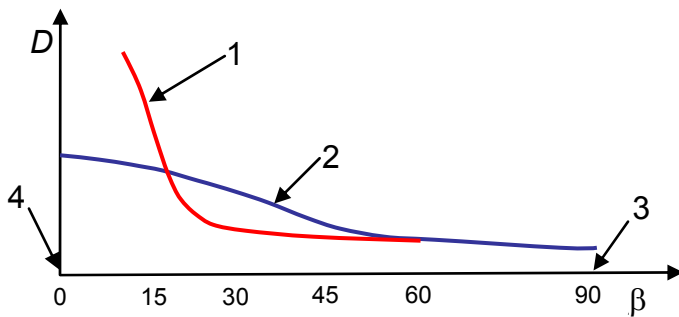
Jeigu propelerio žingsnis fiksuotas, jis yra efektyvus esant siauram greičio diapazonui. Perstatomo žingsnio propeleris yra efektyvus esant keliems greičio diapazonams. Keičiamo žingsnio propeleris visiškai išnaudoja propelerio ir variklio galimybes skrendant bet kokių greičiu.

7.1.5. Apledėjimo įtaka propeleriui

Propelerio apledėjimas yra labai pavojingas dėl labai didelių traukos nuostolių ir vibracijos. Propelerio apledėjimas kinta išilgai su mente dėl skirtingo greičio. Šiuolaikiniai transporto lėktuvai turi propelerių apsaugos nuo apledėjimo priemonių. Jos tik sumažina pavojų, bet jo nepašalina.

7.2. Variklio gedimas arba išjungimas

Kai variklis sugenda arba yra išjungiamas, propeleris arba sukausi, arba nejuda. 160 pav. parodytas propelerio pasipriešinimas, kai neveikia variklis.



160 pav. Propelerio pasipriešinimas: 1 – vėjo malūno režimas; 2 – stovintis propeleris; 3 – fliužerinė padėtis; 4 – mažo žingsnio riba

7.2.1. Vėjo malūno režimo pasipriešinimas

Iš 160 pav. matyti, kad didžiausią pasipriešinimą sudaro propeleris, kuris sukasi kaip vėjo malūnas.

Jeigu dvimotoriame lėktuve neveikia vienas variklis, sumažėja trauka ir padidėja neveikiančio variklio pasipriešinimas, sumažėja lėktuvo aukštėjimo galimybės. Variklių traukos ir pasipriešinimo skirtumas sudaro didelį krypties momentą, kurį būtina kompensuoti.

7.2.2. Fliugiravimas

Iš 160 pav. matyti, kad neveikiančio variklio propelerio pasipriešinimas mažiausias tada, kai mentės pasuktos 90° kampu sukimosi plokštumos atžvilgiu (t. y. fliugerinė padėtis).

Kai neveikiančio variklio propeleris perstatomas į fliugerinę padėtį, jis sudaro mažiausią pasipriešinimą. Tokiu atveju skrydis su neveikiančiu varikliu yra saugiausias.

7.3. Momentai ir jėgų dvejetainiai dėl propelerio veikimo

7.3.1. Momento reakcija

Kai variklis lėktuvą suka į vieną pusę, visam lėktuvui perduodamas reakcijos momentas į kitą pusę. Vieno sparno keliamoji jėga yra šiek tiek didesnė. Jeigu lėktuvas rieda žeme, vienos pusės ratas stipriau spaudžia žemę.

Šie variklio ir (arba) propelerio efektai nepasireiškia, kai dvimotoriame lėktuve propeleriai sukasi į priešingas puses, arba jei ant vienos ašies du propeleriai sukasi į priešingas puses.

7.3.2. Giroskopinė precesija

Besisukantis propeleris turi giroskopo savybių: pastovi ašies kryptis erdvėje ir precesija. Precesija pasireiškia tuo, kad, bandant pasukti ašį viena kryptimi, atsiranda momento reakcija statmena kryptimi. Jeigu jėga pridedama prie propelerio apvado lygiagrečiai

su ašimi, reakcija atsiranda tos pačios krypties, bet už 90° pagal sukimosi kryptį. Giroskopinė precesija pasireiškia tada, kai lėktuvas keičia polinkį arba kryptį.

Kai lėktuvas su pagal laikrodžio rodyklę besisukančiu propeleriu ima leisti nosį žemyn, atsiranda momentas, kuris lėktuvo nosį suka kairėn.

Kai lėktuvas su pagal laikrodžio rodyklę besisukančiu propeleriu ima sukti nosį kairėn, atsiranda momentas, kuris lėktuvo nosį kelia aukštyn.

7.3.3. Asimetrinio aerodinaminio pėdsako efektas

Kai vienmotoriame lėktuve propeleris yra liemens priekyje, propelerio srautas liemenį apipučia spiraliniu srautu. Lėktuvui skrendant tiesiai be slydimo, vertikalią uodegą aptekantis srautas yra nesimetrišnis, bet kampu pučia iš vienos pusės.

7.3.4. Asimetriniai menčių efektai

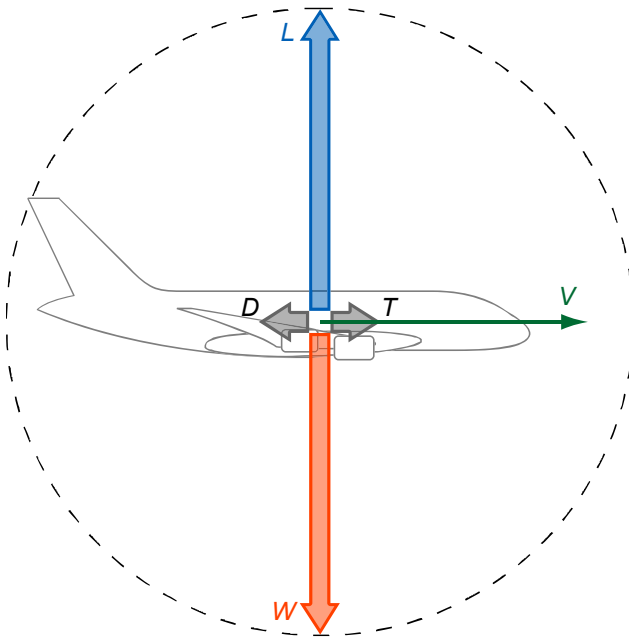
Jeigu skrydyje propelerio ašis nesutampa su skrydžio kryptimi, o sudaro atakos kampą, tai kylančios ir besileidžiančios mentės atakos kampai yra nevienodi. Šiuo atveju propelerio atstojamoji traukos jėga nesutampa su propelerio ašimi, bet yra pasislinkusi į besileidžiančių menčių pusę. Jeigu lėktuvas yra dvimotoris ir abu varikliai sukasi ta pačia kryptimi, tai, veikiant tik vienam varikliui, vienas variklis sudarys didesnę krypties momentą negu kitas. Jeigu abu propeleriai sukasi pagal laikrodžio rodyklę, tai abiejų variklių traukos jėga būna pasislinkusi į dešinę nuo ašies. Neveikiant kairiajam varikliui, likusio dešinio variklio traukos vektorius bus toliau nuo simetrijos plokštumos ir sudarys didesnę krypties momentą, negu sudarytų veikiantis kairysis variklis. Vadinasi, kairysis variklis yra kritinis, nes, jam sugedus, susidarys pavojingesnė situacija.

8. SKRYDŽIO MECHANIKA

8.1. Lėktuvą veikiančios jėgos

8.1.1. Nusistovėjęs tiesiaiegis horizontalusis skrydis

Horizontaliojo skrydžio metu lėktuvą veikia keturios pagrindinės jėgos: svorio jėga, keliamoji jėga, pasipriešinimo jėga ir traukos jėga. Šios jėgos parodytos 161 pav.



161 pav. Keturios lėktuvo jėgos horizontaliojo skrydžio metu

Kai lėktuvas skrenda horizontaliai pastoviu greičiu, jį veikiančių jėgų suma yra lygi nuliui. Keliamoji jėga atsveria svorio jėgą, traukos jėga atsveria pasipriešinimo jėgą.

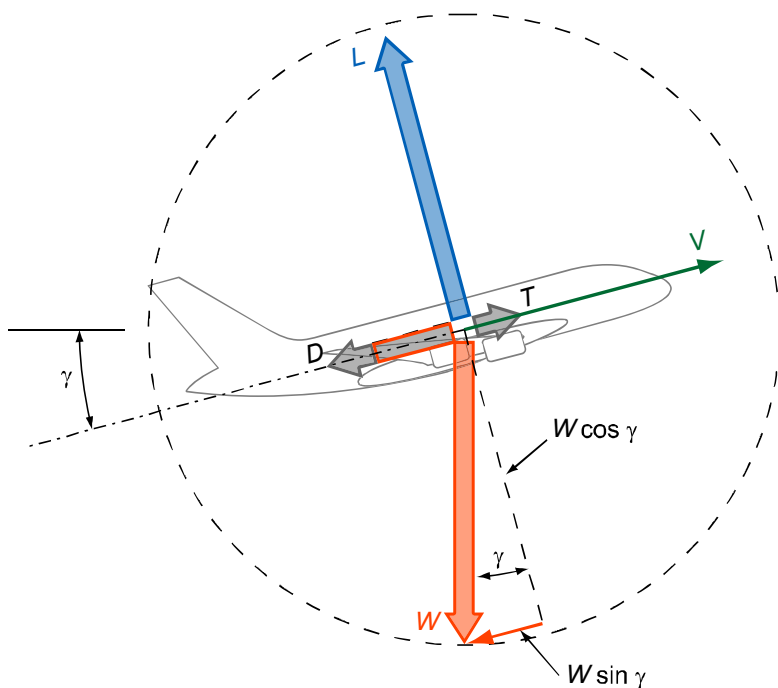
Lėktuvo keliamoji jėga yra sparno keliamosios jėgos ir horizontalios uodegos atstojamoji. Horizontalios uodegos paskirtis – suba-

lansuoti momentus skersinės ašies atžvilgiu ir suteikti lėktuvui stabilumą skersinės ašies atžvilgiu.

8.1.2. Nusistovėjęs tiesiaiegis aukštėjimas

Kampas, kurį sudaro lėktuvo skrydžio trajektorija su horizontaliąja plokštuma, vadinamas trajektorijos polinkio kampu ir žymimas γ .

Esant nusistovėjusiam tiesiaiegiam aukštėjimui lėktuvą veikiančios keturios jėgos parodytos 162 pav.: svorio jėga, keliamoji jėga, pasipriešinimo jėga ir traukos jėga.



162 pav. Lėktuvą veikiančios jėgos aukštėjimo metu

Lėktuvo svorio jėga veikia vertikaliai žemyn Žemės centro kryptimi. Keliamoji jėga veikia statmenai skrydžio trajektorijai. Lėktuvo aukštėjant keliamoji jėga turi atsverti ne lėktuvo svorį, bet lėktuvo

svorio projekciją, statmeną skrydžio trajektorijai. Iš jėgų pusiausvyros sąlygos statmenai skrydžio trajektorijai gauname:

$$L = W \cos \gamma. \quad (53)$$

Iš jėgų pusiausvyros skrydžio trajektorijos kryptimi gauname, kad lėktuvo variklių traukos jėga turi atsverti lėktuvo aerodinaminio pasipriešinimo jėgą ir svorio jėgos projekciją į skrydžio trajektoriją:

$$T = D + W \sin \gamma. \quad (54)$$

Iš (54) lygties ir 162 pav. matome, kad aukštėjimo metu lėktuvo variklių trauka turi būti didesnė už lėktuvo aerodinaminį pasipriešinimą, nes ji turi atsverti ir svorio jėgos projekciją trajektorijos kryptimi.

Iš (53) lygties ir 162 pav. matome, kad aukštėjimo metu lėktuvo keliamoji jėga yra mažesnė už lėktuvo svorį, nes ji turi atsverti tik svorio jėgos projekciją, statmeną trajektorijai.

Iš (54) formulės galima išreikšti trajektorijos kampo sinusą:

$$\sin \gamma = \frac{T - D}{W}. \quad (55)$$

Traukos ir pasipriešinimo skirtumas vadinamas traukos pertekliumi. Jo ir svorio santykis yra santykinis traukos perteklius. Jeigu trajektorijos polinkio kampas yra mažas, tai $\cos \gamma \approx 1$ ir $L \approx W$. Tada trajektorijos kampo sinusą galima išreikšti lėktuvo aerodinamine kokybe:

$$\sin \gamma = \frac{T}{W} - \frac{D}{W} = \frac{T}{W} - \frac{1}{E}. \quad (56)$$

41 ir 42 pav. parodytas ryšys tarp atakos kampo, trajektorijos kampo ir lėktuvo polinkio kampo. Lėktuvo polinkio kampas yra lygus trajektorijos kampo ir atakos kampo sumai.

Jeigu lėktuvas aukštėtų esant pastoviam polinkio kampui, tai, didėjant aukščiui ir mažėjant variklio traukai, trajektorijos kampas mažėtų, o atakos kampas didėtų ir V_{IAS} mažėtų.

8.1.3. Nusistovėjęs tiesiaiegis žemėjimas

Esant nusistovėjusiam tiesiaiegiam žemėjimui lėktuvą veikiančios keturios jėgos yra: svorio jėga, keliamoji jėga, pasipriešinimo jėga ir traukos jėga.

Lėktuvo svorio jėga veikia vertikaliai žemyn Žemės centro kryptimi. Keliamoji jėga veikia statmenai skrydžio trajektorijai. Lėktuvui žemėjant keliamoji jėga turi atsverti ne lėktuvo svorį, bet lėktuvo svorio projekciją, statmeną skrydžio trajektorijai. Iš jėgų pusiausvyros sąlygos statmenai skrydžio trajektorijai gauname:

$$L = W \cos \gamma . \quad (57)$$

Iš jėgų pusiausvyros skrydžio trajektorijos kryptimi gauname, kad lėktuvo variklių traukos jėga turi atsverti lėktuvo aerodinaminio pasipriešinimo jėgą minus svorio jėgos projekciją į skrydžio trajektoriją:

$$D = T + W \sin \gamma . \quad (58)$$

Iš (58) lygties matome, kad žemėjančio lėktuvo variklių trauka turi būti mažesnė už lėktuvo aerodinaminį pasipriešinimą, nes aerodinaminį pasipriešinimą atsveria trauka ir svorio jėgos projekcija trajektorijos kryptimi.

Iš (57) lygties matome, kad aukštėjančio lėktuvo keliamoji jėga yra mažesnė už lėktuvo svorį, nes ji turi atsverti tik svorio jėgos projekciją, statmeną trajektorijai.

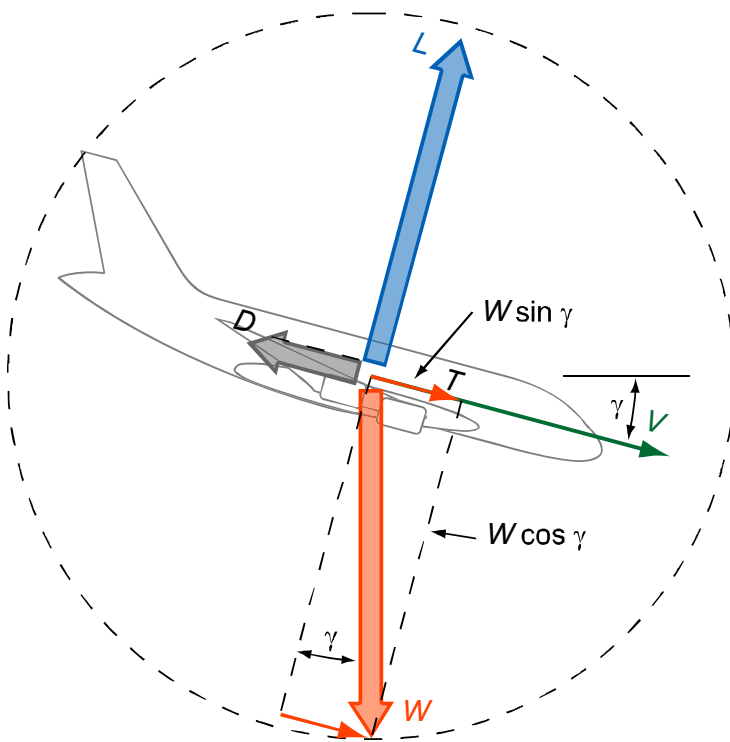
Stratosferoje temperatūra yra pastovi, o kartu pastovus ir garso greitis. Lėktuvui aukštėjant stratosferoje, kai Macho skaičius pastovus, tikrasis greitis bus pastovus, nes tikrasis greitis iš (42) formulės yra lygus $V_{TAS} = M_{\infty} a$. Mažėjant aukščiui, oro tankis didėja. Lėktuvui žemėjant pastoviu tikruoju greičiu, prietaisinis greitis didės, o keliamosios jėgos koeficientas mažės.

Troposferoje mažėjant aukščiui, temperatūra didėja (standartinės atmosferos sąlygomis) po $6,5^{\circ}$ kas 1 000 m. Vadinasi, mažėjant aukščiui, garso greitis didėja. Jeigu lėktuvas žemėja troposferoje, kai

Macho skaičius pastovus, tikrasis lėktuvo greitis didės. Didės ir priešaisinis lėktuvo greitis, o keliamosios jėgos koeficientas mažės.

8.1.4. Nusistovėjęs tiesiaegis sklendimas

Lėktuvo žemėjimas, kai trauka lygi nuliui, vadinamas sklendimu. Esant nusistovėjusiam sklendimui, lėktuvą veikia trys jėgos, parodytos 163 pav.: svorio jėga, keliamoji jėga ir pasipriešinimas.



163 pav. Sklendžiantį lėktuvą veikiančios jėgos

Lėktuvo svorio jėga veikia vertikaliai žemyn Žemės centro kryptimi. Keliamoji jėga veikia statmenai skrydžio trajektorijai. Lėktuvui sklendžiant keliamoji jėga turi atsverti ne lėktuvo svorį, bet lėktuvo

svorio projekciją, statmeną skrydžio trajektorijai. Iš jėgų pusiausvyros sąlygos statmenai skrydžio trajektorijai gauname:

$$L = W \cos \gamma . \quad (59)$$

Iš jėgų pusiausvyros skrydžio trajektorijos kryptimi gauname, kad lėktuvo aerodinaminio pasipriešinimo jėgą atsveria svorio jėgos projekcija į skrydžio trajektoriją:

$$D = W \sin \gamma . \quad (60)$$

Aerodinaminė kokybė E yra keliamosios jėgos ir pasipriešinimo jėgos santykis. Iš (59) ir (60) gauname:

$$E = \frac{L}{D} = \frac{1}{\tan \gamma} . \quad (61)$$

Kai kampas nedidelis, tai jis, išreikštasadianais, yra apytiksliai lygus tangentai. Tai įvertindami, iš (61) lygties galime gauti sklendimo kampo priklausomybę nuo lėktuvo aerodinaminės kokybės:

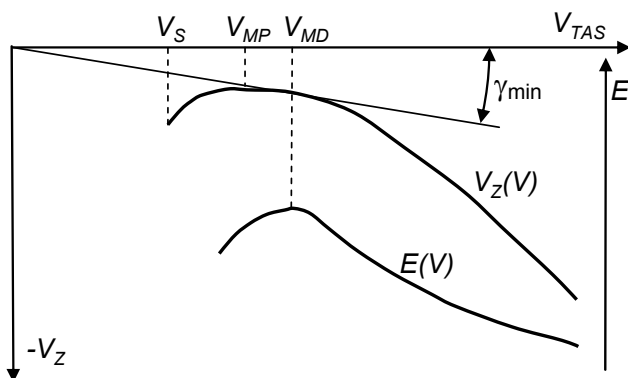
$$\gamma = \frac{1}{E} . \quad (62)$$

Vėjas neturi įtakos sklendimo kampui oro atžvilgiu ir žemėjimo greičiui oro atžvilgiu. Priešinis vėjas sumažina sklendimo nuotolį, nugarinis vėjas padidina sklendimo nuotolį.

Lėktuvo aerodinaminė kokybė nepriklauso nuo jo svorio. Vadinasi, ir sklendimo kampas nesikeičia. Kai du skirtingo svorio lėktuvai sklendžia vienodu atakos kampu, jų aerodinaminė kokybė yra vienoda, vadinasi, ir sklendimo kampas bei sklendimo nuotolis ramiame ore yra vienodi. Tačiau sunkesnio lėktuvo greitis yra didesnis, todėl jis tą patį atstumą nusklęs greičiau.

Maksimali lėktuvo aerodinaminė kokybė yra didžiausia esant kreiserinei konfigūracijai. Pakeitus konfigūraciją (užsparniai, važiuoklė, spoileriai), maksimali lėktuvo aerodinaminė kokybė sumažėja. Vadinasi, sklendimo kampas didėja, žemėjimo greitis didėja, sklendimo nuotolis mažėja.

Lėktuvo sklandimo charakteristikas apibūdina greičių poliarė, kuri rodo lėktuvo žemėjimo greičio priklausomybę nuo tikrojo greičio. Greičių poliarės pavyzdys parodytas 164 pav. Poliarėje yra keletas charakteringų sklandimo režimų: smukos greitis V_S , minimalaus žemėjimo, arba minimalios reikiamos galios greitis V_{MP} ir maksimalios aerodinaminės kokybės, arba minimalios reikiamos traukos greitis V_{MD} . Šiame grafike taip pat parodyta aerodinaminės kokybės priklausomybė nuo skrydžio greičio.



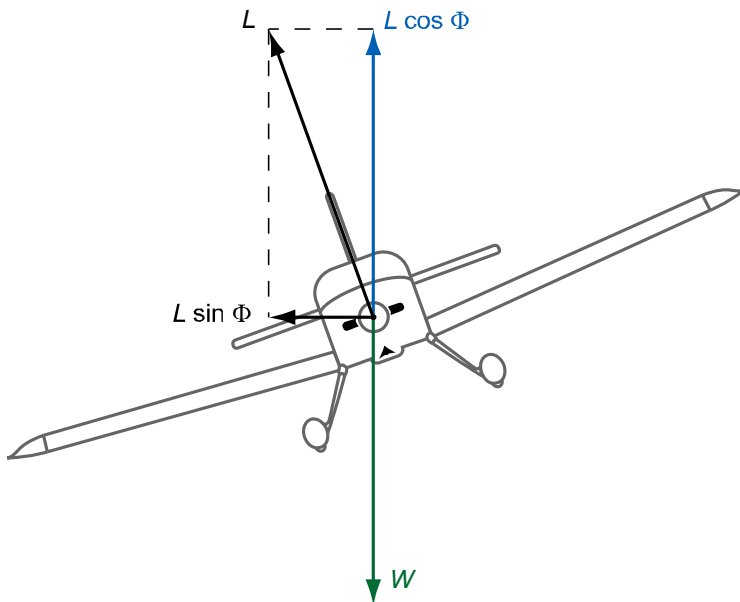
164 pav. Lėktuvo sklandimo greičių poliarė

8.1.5. Nusistovėjęs koordinuotas viražas

Kad lėktuvas skrydžio metu galėtų pasukti, reikia jėgos, veikiančios posūkio centro link – įcentrinės jėgos. Koordinuotas lėktuvo viražas yra posūkis horizontaliojoje plokštumoje su posvyriu ir be slydimo. Jėgos, veikiančios lėktuvą viražo metu, parodytos 165 pav.

Viražo metu lėktuvo keliamoji jėga yra didesnė už jo svorį. Iš jėgų pusiausvyros vertikaliojoje plokštumoje gaunama:

$$L \cos \Phi = W. \quad (63)$$



165 pav. Jėgos, veikiančios lėktuvą viražo metu

Keliamoji jėga viražo metu yra didesnė už lėktuvo svorį. Horizontaliojoje plokštumoje statmenai skrydžio kryptčiai veikia keliamosios jėgos horizontalioji projekcija – tai įcentrinė jėga. Įcentrinis pagreitis yra lygus greičio kvadratumui, padalytam iš spindulio (V^2/r) . Pagal antrąjį Niutono dėsnį masės ir pagreičio sandauga lygi veikiančiai jėgai:

$$L \sin \Phi = \frac{WV^2}{gr}. \quad (64)$$

Ar viražas yra koordinuotas, rodo posūkio ir posvyrio prietaiso rutuliukas. Kai viražas yra koordinuotas, rutuliukas yra centre. Jeigu viražas yra nekoordinuotas, rutuliukas pasislenka į tą pusę, į kurią slysta lėktuvas.

Jeigu (64) lygtį padalysime iš (63) lygties, gausime viražo spindulio, posvyrio kampo ir greičio viražo metu tarpusavio ryšį:

$$\tan \Phi = \frac{V^2}{gr} . \quad (65)$$

Iš (65) formulės galima gauti virazo spindulio išraišką:

$$r = \frac{V^2}{g \tan \Phi} . \quad (66)$$

Virazo spindulys priklauso tik nuo skrydžio greičio ir posvyrio kampo. Jis nepriklauso nei nuo lėktuvo tipo, nei nuo jo masės.

Iš (65) formulės matyti, kad reikiamas virazo posvyris priklauso nuo spindulio ir greičio viraze.

Virazo metu keliamoji jėga yra didesnė už lėktuvo svorį. Keliamosios jėgos ir lėktuvo svorio santykis yra perkrovos koeficientas. Iš (63) formulės galima gauti perkrovos koeficiento išraišką:

$$n = \frac{1}{\cos \Phi} . \quad (67)$$

Grafinė perkrovos koeficiento priklausomybė nuo posvyrio kampo parodyta 166 pav. Perkrovos koeficientas virazo metu priklauso tik nuo posvyrio kampo. Jis nepriklauso nei nuo lėktuvo masės, nei nuo skrydžio greičio.

Keliamoji jėga virazo metu turi būti didesnė už lėktuvo svorį. Keliamosios jėgos padidėjimą galima gauti dviem būdais: padidinti atakos kampą arba padidinti greitį.

Kadangi keliamoji jėga virazo metu yra didesnė už lėktuvo svorį, tai indukcinis pasipriešinimas yra didesnis, negu jis būtų horizontaliojo tiesiaiegio skrydžio metu. Vadinasi, virazo metu reikia didesnės traukos.

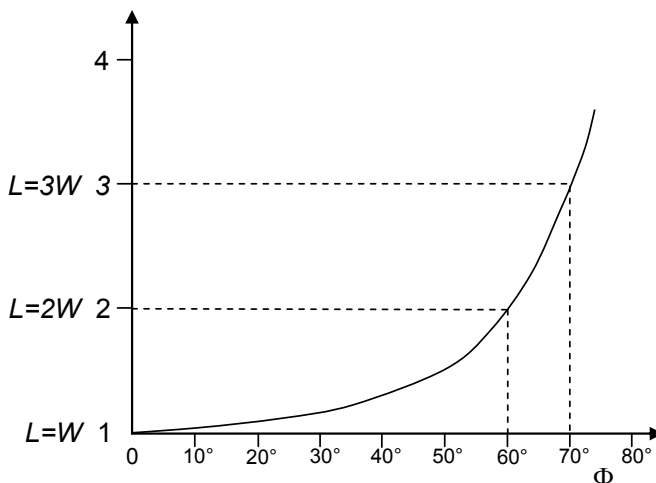
Apskritimu judančio kūno kampinis greitis apskaičiuojamas pagal formulę:

$$\omega = \frac{V}{r} . \quad (68)$$

Irašę virazo spindulio išraišką pagal (66) formulę, gauname:

$$\omega = \frac{g \tan \Phi}{V}. \quad (69)$$

Kampinis greitis matuojamas radianais per sekundę arba laipsniais per sekundę.



166 pav. Perkrovos koeficiento priklausomybė nuo posvyrio kampo virazė

Aviacijoje virazo kampinis greitis matuojamas tempo vienetais. Vienas tempo vienetas yra lygus 1π per minutę arba tai lygu 180° per minutę, arba 3° per sekundę.

Iš (69) formulės matyti, kad kampinis virazo greitis priklauso nuo posvyrio kampo ir skrydžio greičio. Kai posvyrio kampas pastovus, kampinis greitis yra atvirkščiai proporcingas skrydžio greičiui.

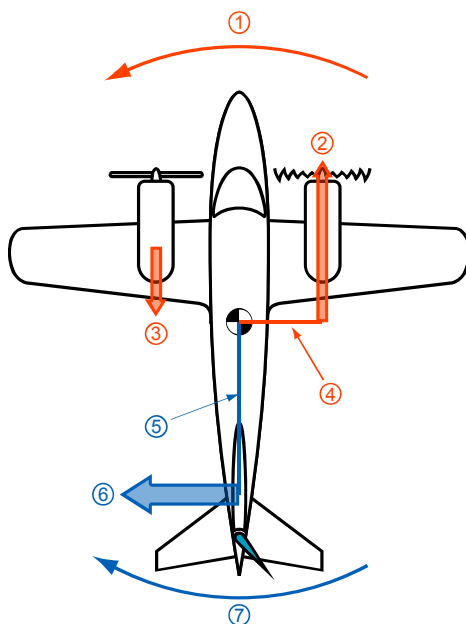
8.2. Asimetrinė trauka

Jeigu dvimotoriame lėktuve sugenda arba išjungiamas vienas variklis, lėktuvo trauka tampa nesimetrinė. Susidaro krypties momentas į neveikiančio variklio pusę.

Jeigu lėktuvo propeleriai sukasi į vieną pusę, vienas iš variklių yra kritinis (žr. 7.3.4 poskyrį). Kritinis variklis yra tas, kuriam neveikiant susidaro didžiausias krypties momentas.

8.2.1. Momentai vertikaliosios ašies atžvilgiu

Jeigu dvimotoriame lėktuve neveikia kairysis variklis, kaip parodyta 167 pav., neveikiantis variklis vietoj traukos duoda papildomą pasipriešinimą. Veikiantis variklis duoda trauką. Papildomas neveikiančio variklio pasipriešinimas ir veikiančio variklio trauka svorio centro atžvilgiu sudaro krypties momentą M_T , kuris suka lėktuvą į neveikiančio variklio pusę. Šio momento dydis priklauso nuo variklio traukos, jo atstumo iki simetrijos plokštumos. Didėjant skrydžio aukščiui, variklio trauka mažėja, mažėja ir traukos momentas.



167 pav. Nesimetrinė trauka: 1 – traukos momentas;
2 – veikiančio variklio trauka; 3 – neveikiančio variklio
pasipriešinimas; 4 – variklio traukos petys; 5 – šoninės jėgos
petys; 6 – šoninė jėga; vertikalios uodegos momentas

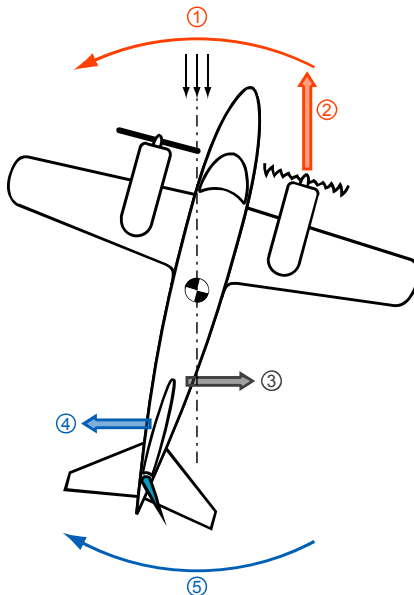
8.2.2. Jėgos, veikiančios vertikalią uodegą

Traukos momentą būtina kompensuoti atlenkiant krypties vairą į veikiančio variklio pusę. Jėga, veikianti vertikalioje uodegoje, svorio centro atžvilgiu sudaro momentą M_V , kuris kompensuoja traukos momentą M_T .

8.2.3. Vertikaliosios plokštumos šoninės jėgos kompensavimas

Atsvėrus krypties momentus, lieka neatsverta vertikalios uodegos šoninė jėga. Šią šoninę jėgą galima atsverti dviem būdais.

Šoninę jėgą galima atsverti slydimu, kaip parodyta 168 pav. Lėktuvui slystant į neveikiančio variklio pusę, šoninė liemens jėga

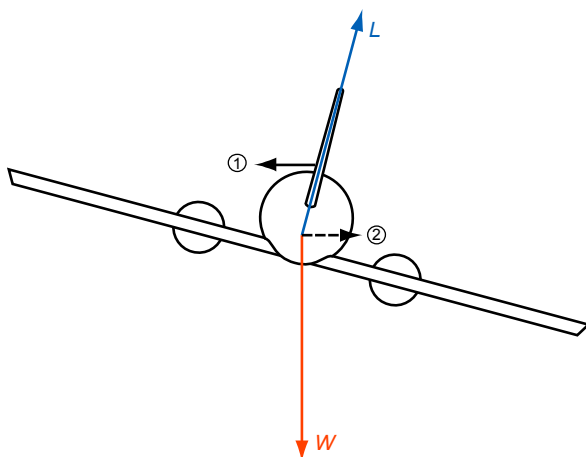


168 pav. Skrydis esant slydimui be posvyrio: 1 – veikiančio variklio momentas; 2 – veikiančio variklio trauka; 3 – šoninė jėga dėl slydimo; 4 – vertikalios uodegos šoninė jėga; 5 – vertikalios uodegos momentas

atsveria krypties vairo šoninę jėgą. Tokio skrydžio režimo privalumas yra tas, kad lėktuvas skrenda be posvyrio. Šio režimo trūkumai yra: esant slydimui reikia didesnio krypties vairo atlenkimo kampo, srautas nuo vertikaliosios plokštumos gali atitrūkti. Be to, esant slydimui, padidėja lėktuvo pasipriešinimas ir sumažėja aukštėjimo galimybės. Esant šiam režimui posūkio ir posvyrio prietaiso rutuliukas bus centre, nors lėktuvas skris esant slydimui.

Šoninę jėgą galima atsverti posvyriu, kaip parodyta 169 pav.

Šiuo atveju krypties vairo šoninę jėgą atsveria keliamosios jėgos horizontalioji projekcija.



169 pav. Skrydis esant posvyriui be slydimo

8.2.4. Lėktuvo masės įtaka

Padidėjus lėktuvo masei, bendrosios skrydžio charakteristikos, pvz., aukštėjimo galimybės, sumažėja, bet pavaldumas sugedus vienam varikliui pagerėja. Sunkesnis lėktuvas skrenda didesniu greičiu. Didėjant greičiui, propelerio trauka mažėja. Todėl sugedus varikliui susidaro mažesnis veikiančio variklio krypties momentas. Skrendant didesniu greičiu slydimas yra efektyvesnis, reikia mažesnio slydimo kampo šoninei jėgai sudaryti. Skrendant didesniu greičiu krypties vairs taip pat yra efektyvesnis.

8.2.5. Eleronų įtaka

Kai lėktuvas skrenda su vienu neveikiančiu varikliu, veikiančio propelerio srautas apipučia sparną ir jo keliamoji jėga yra didesnė. Vairalazdė ar šturvalas turi būti palenkti veikiančio variklio pusėn. Todėl eleronų efektyvumas, ypač į veikiančio variklio pusę, yra sumažėjęs.

V_{MC} (*minimum control speed*) – minimalus valdymo greitis pagal CS-23/25 yra kalibruotasis greitis, kuriuo skrendant ir staiga nu stojus veikti kritiniam varikliui lėktuvas gali tęsti tiesiaeigį skrydį tuo pačiu greičiu posvyriui esant ne didesniai kaip 5° . Lemiamos reikšmės šiam greičiui turi krypties vairo veiksmingumas. Krypties vairo veiksmingumas šiek tiek priklauso nuo lėktuvo centruotės. Esant priekinei centruotei, krypties vairo petys yra truputį didesnis.

V_{MCA} – mažiausias valdymo greitis kilimo ir aukštėjimo metu.

V_{MCL} – mažiausias valdymo greitis tūptinės ir tūpimo metu.

V_{MCG} – mažiausias valdymo greitis prie žemės ir riedant žeme.

8.2.6. Aukščio įtaka

Didėjant aukščiui, variklio trauka mažėja. Vadinasi, neveikiant kritiniam varikliui, likusio veikiančio variklio krypties momentas bus mažesnis negu skrendant dideliame aukštyje. Didėjant aukščiui kalibruotasis greitis nesikeičia ir krypties vairo veiksmingumas išlieka toks pat, kaip ir skrendant mažame aukštyje. Vadinasi, didėjant aukščiui mažiausias valdymo greitis mažėja.

8.3. Avarinis žemėjimas

Avarinio žemėjimo būtinumas atsiranda, kai išsihermetina lėktuvo kabina. Avarinio žemėjimo tikslas – kuo greičiau nusileisti iki 3 000 m aukščio.

8.3.1. Konfigūracijos įtaka avariniam žemėjimui

Avarinio žemėjimo metu iki minimumo sumažinama trauka, išleidžiami oro stabdžiai. Ar tikslinga išleisti važiuoklę, priklauso nuo to, koks yra skirtumas tarp kreiserinio greičio ir važiuoklės išleidimo greičio. Jeigu skirtumas yra didelis, tai, mažinant greitį iki važiuoklės išleidimo greičio, bus prarasta daug laiko.

8.3.2. Macho skaičiaus ir V_{LAS} pasirinkimo įtaka

Dideliame aukštyje didžiausiąją leistinąją skrydžio greitį riboja M_{MO} , nes dideliame aukštyje garso greitis yra mažesnis ir skrendant leistiniu V_{LAS} yra pavojus viršyti leistinąją M_{MO} .

Mažame aukštyje kritinis yra V_{MO} , nes tokiam aukštyje garso greitis yra didesnis ir skrendant leistiniu M_{MO} yra pavojus viršyti leistinąją V_{MO} .

8.4. Vėjo poslinkis

Vėjo poslinkis yra vėjo greičio ir (arba) krypties pokytis per trumpą laiką arba atstumą. Lėktuvui vėjo poslinkis yra pavojingas kilimo ir tūpimo metu, kai lėktuvo manevravimo galimybės yra ribotos. Vėjo poslinkis pasireiškia tuo, kad pasikeičia lėktuvo pilnutinė energija oro atžvilgiu. Lėktuvo energija gali padidėti arba sumažėti.

Lėktuvo energija oro atžvilgiu padidėja tais atvejais, kai lėktuvas įskrenda į stipresnio priešinio vėjo sritį, silpnesnio nugarinio vėjo sritį arba aukštyneigio oro sritį.

Lėktuvo energija oro atžvilgiu sumažėja, kai lėktuvas įskrenda į silpnesnio priešinio vėjo sritį, stipresnio nugarinio vėjo sritį arba žemyneigio oro sritį.

Didžiausią pavojų transporto lėktuvams kilimo ir tūpimo metu sukelia mikrogūsiai, kurie išeina iš vietinės audros debesies jo baidijamojoje vystymosi stadijoje. Mikrogūsis – tai žemyneigis srautas, kuris, pasiekęs žemę, išsiskirsto į visas puses. Mikrogūsis iš debesies

žemyn eina iki maždaug 300–1 000 m aukščio. Tokio žemyneigio srauto skersmuo retai viršija 1 500 m. Oro smukimo greitis gali siekti 30 m/s. Pereinamojoje zonoje prie žemės srautas iš vertikaliojo pereina į horizontalųjį srautą, besiplečiantį į visas puses, kurio skersmuo gali būti iki 4 km. Horizontalaus vėjo greitis prie žemės gali būti iki 80 km/h. Todėl vėjo poslinkis skersai mikrogūsio gali būti 160 km/h. Mikrogūsis gali trukti iki 15 min nuo to momento, kai jis pasiekia žemę.

Saugiausia yra vengti mikrogūsių. Šiuolaikiniuose transporto lėktuvuose yra įranga, kuri išpėja pilotus apie mikrogūsio pavojų. Jeigu kilimo arba tūpimo metu vis dėlto pasireiškia pirmieji mikrogūsio požymiai (netikėtas greičio padidėjimas), nedelsiant reikia imtis gelbėjimo veiksmų: maksimaliai padidinti variklių galią, padidinti polinkio kampą, kol pradės veikti šturvalo purtiklis, ir tuomet jį truputį atleisti.

8.5. Vandenslyda

Krituliai kilimo ir tūpimo tako paviršiuje labai apsunkina lėktuvų kilimą ir tūpimą. Kai kilimo ir tūpimo takas yra šlapias, t. y. kai vandens sluoksnis yra storesnis už kilimo ir tūpimo tako mikronelygumų aukštį, lėktuvui riedant dideliu greičiu gali susidaryti reiškiny, vadinamas vandenslyda.

Įsivaizduokime, kad lėktuvas rieda greitėdamas šlapiu kilimo ir tūpimo taku. Kol greitis yra mažas, ratai išspaudžia vandenį ir padangos liečiasi su kilimo ir tūpimo taku. Prieš kiekvieną ratą susidaro vandens pleištas.

Didėjant riedėjimo greičiui, didėja slėgis vandens pleište, deformuojasi padanga ir mažėja plotas, kuriuo ratas liečiasi su kilimo ir tūpimo taku.

Pasiekus riedėjimo greitį, kuris vadinamas to lėktuvo vandenslydos pradžios greičiu, slėgis vandens pleište padidėja tiek, kad ratas pakyla nuo kilimo ir tūpimo tako. Ratas iš riedėjimo pereina į slydi-

mą vandeniui. Rato sukibimo trintis su kilimo ir tūpimo taku staigiai sumažėja.

Vandenslydos pradžios greitis priklauso nuo daugelio faktorių. Jeigu ratas pristabdomas, vandenslyda prasideda esant mažesniai greičiui. Vandenslydos pradžios greitis mažėja, kai ratas platesnis arba yra mažas slėgis padangoje. Šiam greičiui įtakos turi kilimo ir tūpimo tako šiurkštumas, padangos protektoriaus raštas.

Prasidėjus vandenslydai labai sumažėja šoninės ratų jėgos. Ratai gerokai mažiau stabilizuoja lėktuvo riedėjimą. Esant tokiam režimui didesnės reikšmės turi lėktuvo aerodinaminiai vairai.

LITERATŪRA

1. AKULAVIČIUS, P.; SKURDENIS, A. *Aerodinamika ir skrydžių dinamika*. Vilnius: Rosma, 2000.
2. ANDERSON, J. D. *Introduction to flight*. New York: McGraw-Hill, 2005. 814 p.
3. ANDERSON, J. D. *Fundamentals of Aerodynamics*. New York: McGraw-Hill, 2003. 892 p.
4. DRELA, M. *Fluid mechanics*. Lecture notes. MIT, 2005.
5. *Guidelines for Common Core Content and Training Objectives for Air Traffic Controllers Training*. Eurocontrol, 2001.
6. *Learning objectives. JAA FCL 1*. CJAALicensing Division, 2005.
7. *Principles of Flight. Theoretical knowledge manual*. Jeppesen, 2001.
8. *Principles of Flight*. Jeppesen, 2004.
9. TALAY, T. A. *Introduction to the Aerodynamics of Flight*. NASA SP-367, 1975.
10. НИКОЛАЕВ, Л. Ф. *Аэродинамика и динамика полета транспортных самолетов*. Москва: Транспорт, 1990.