

**ŠIAULIŲ UNIVERSITETAS**  
**TECHNOLOGIJOS FAKULTETAS**  
**MECHANIKOS INŽINERIJOS KATEDRA**

**Aurelijus Kiminius**

**LENGVŲJŲ ORLAIVIŲ SKRYDŽIO GREIČIO IR  
AUKŠČIO MATAVIMO SISTEMŲ PAKLAIDŲ  
TYRIMAS**

Magistro baigiamasis darbas

**Šiauliai, 2012**

**ŠIAULIŲ UNIVERSITETAS**  
**TECHNOLOGIJOS FAKULTETAS**  
**MECHANIKOS INŽINERIJOS KATEDRA**

**LENGVŲJŲ ORLAIVIŲ SKRYDŽIO GREIČIO IR  
AUKŠČIO MATAVIMO SISTEMŲ PAKLAIDŲ  
TYRIMAS**

Magistro baigiamasis darbas

**Autorius – Aurelijus Kiminius (MM-10 gr.)**

**Vadovas – doc. dr. Raimondas Šniuolis**

**Recenzentas – prof. dr. Ulozas**

**Katedros vedėjas – doc. dr. Artūras Sabaliauskas**

**Šiauliai, 2012**

## TURINYS

LENTELIŲ SĄRAŠAS	5
PAVEIKSLŲ SĄRAŠAS	6
ĮVADAS	9
1. Pagrindinės matuojamosios vertės aviacijoje	11
2. Greičio ir aukščio prietaisų sistemų veikimas	13
2.1. Greičio ir aukščio matavimo paklaidos	16
3. Oro slėgio matavimo sistemos ir jų paklaidų eksperimentinis įvertinimas	22
3.1. Pilnojo slėgio matavimai	22
3.2. Statinio slėgio matavimai	26
3.2.1. Statinio slėgio imtuvai	28
3.2.2. Statinio slėgio imtuvų montavimas	38
3.3. Oro slėgio imtuvo vietos paklaidos aerodinaminis kompensavimas	51
4. Skrydžio greičio ir aukščio matavimo sistemų patikros metodai	55
4.1. Patikros metodai vietos paklaidai nustatyti	55
4.2. Tempiamos „bombos“ panaudojimo metodas	60
4.3. Tempiamo zondo – kūgio panaudojimo metodas	63
4.4. Šarnyrinio, pasisukančio, zondo panaudojimo metodas	63
4.5. Lygiagretaus skrydžio metodas	65
4.6. Bokštų praskridimo metodas	66
4.7. Stebėjimo radaru metodas	67
4.8. Greičio krypties metodas	69
5. Lėktuvo greičio matavimo sistemos patikros bandymai	71
5.1. Patikros bandymų įranga	72
5.2. Bandymų eiga ir rezultatai	78
5.2.1. Skrydžio greičio paklaidų tyrimas	78
5.2.2. Skrydžio aukščio paklaidų tyrimas	83
IŠVADOS	85
LITERATŪRA	86

**ŠIAULIŲ UNIVERSITETAS**  
**TECHNOLOGIJOS FAKULTETAS**  
**MECHANIKOS INŽINERIJOS KATEDRA**

**Aurelijus Kiminius.** LENGVŲJŲ ORLAIVIŲ SKRYDŽIO GREIČIO IR AUKŠČIO  
MATAVIMO SISTEMŲ PAKLAIĐŲ TYRIMAS / **vadovas doc.dr. R. Šniuolis**

**SANTRAUKA**

Šiame darbe išnagrinėtos skrydžio greičio ir aukščio matavimo sistemų paklaidos. Pradžioje aptarti greičio ir aukščio prietaisų veikimo principai, išskirti pagrindiniai matavimo tikslumą įtakojantys veiksniai. Analitinėje - metodinėje dalyje išsamiai išnagrinėta aukščio ir greičio matavimo teorija, išaiškinant paklaidų fizikinę prasmę ir kilmę. Eksperimentinėje - tiriamojoje dalyje pateikiamos pagrindinės matavimo sistemų rūšys bei jų paklaidų kreivės, be to išnagrinėti žinomiausi greičio ir aukščio matavimo sistemų patikros metodai, vietos paklaidai nustatyti. Pabaigoje pateikti projektuojamojo lėktuvo greičio matavimo sistemos patikros bandymai.

**Reikšminiai žodžiai:** lengvas orlaivis, greičio prietaisas, aukštimitis, patikros metodai.

**ŠIAULIAI UNIVERSITY**  
**FACULTY OF TECHNOLOGY**  
**DEPARTMENT OF MECHANICAL ENGINEERING**

**Aurelijus Kiminius.** Title. INVESTIGATION OF LIGHT AIRCRAFT SPEED AND ALTITUDE MEASUREMENT SYSTEMS / research advisor assoc. prof. dr. R. Šniuolis

**SUMMARY**

Errors of aircraft speed and altitude measurement systems are explored in this work. At first principles of performances of speed and altitude devices are discussed, main factors influencing accuracy of measure are marked. Measurement theory of speed and altitude is properly explored by clarifying physical meanings and originations of errors in analytic – methodic part. Main types of measurement systems and its error curves are presented and best known calibration methods of speed and altitude measurements systems to estimate local error are analyzed in experimental – exploratory part. Experimentations of speed measurement system calibrations of airplane finally presented.

**Keywords:** light aircraft, speed indicator, altimeter, calibration methods.

## **LENTELIŲ SĄRAŠAS**

<b>2.1 lentelė.</b> Greičių žymėjimo skirtingais standartais palyginimas	21
<b>5.1 lentelė.</b> Tempiamos „bombos“ panaudojimo metodo bandymo metu užfiksuoti prietaisų parodymai	78
<b>5.2 lentelė.</b> Tempiamos „bombos“ panaudojimo metodo bandymo rezultatai	79
<b>5.3 lentelė.</b> Tempiamo zondo – kūgio panaudojimo metodo bandymo metu užfiksuoti prietaisų parodymai	80
<b>5.4 lentelė.</b> Tempiamo kūgio – zondo panaudojimo metodo bandymo rezultatai	80
<b>5.5 lentelė.</b> Aukštimačio VD-10, gamyklinis Nr. 1111492 patikros rezultatai	83

## PAVEIKSLŲ SĄRAŠAS

<b>1.1 pav.</b> Slėgio, temperatūros ir santykinio tankio kitimas priklausomai nuo aukščio	11
<b>2.1 pav.</b> Prietaisų oro slėgio padavimo sistemos schema	14
<b>2.2 pav.</b> Oro slėgio imtuvai (OSI)	14
<b>2.3 pav.</b> Aukščio matavimo prietaiso principinė schema	15
<b>2.4 pav.</b> Horizontalaus (pagal orlaivio išilginę ašį) greičio matavimo prietaiso principinė schema	15
<b>2.5 pav.</b> Vertikalaus greičio matavimo prietaiso principinė schema	16
<b>2.6 pav.</b> Spūdumo koeficiento nustatymo nomograma ikigarsiniams greičiams	18
<b>2.7 pav.</b> Greičio reikšmių pataisymai įvertinus perkrovas ir esant dideliems atakos kampams	19
<b>3.1 pav.</b> Išilginio tvirtinimo konstrukcijos pilnojo slėgio matavimo vamzdelis	22
<b>3.2 pav.</b> Statmenojo tvirtinimo konstrukcijos pilnojo slėgio matavimo vamzdelis	23
<b>3.3 pav.</b> Kombinuotas Prandtlio statinio slėgio vamzdelis	24
<b>3.4 pav.</b> Georg Kielio sukonstruotas pilnojo slėgio imtuvo vamzdelis	24
<b>3.5 pav.</b> Šarnyrinis pasisukantis OSI	25
<b>3.6 pav.</b> OSI, A serijos cilindriniai Pito vamzdeliai	26
<b>3.7 pav.</b> Kūną aptekančio srauto modelis	27
<b>3.8 pav.</b> OSI matuojamo statinio slėgio paklaidos priklausomybė nuo priekinės dalies formos ir atstumo nuo priekio iki statinių angų plokštumos	30
<b>3.9 pav.</b> Statmenojo tvirtinimo OSI vamzdelio blokavimo efekto tyrimo rezultatai	30
<b>3.10 pav.</b> Blokavimo efekto tyrimas angoms, esančioms tam tikru kampu nuo koto	31
<b>3.11 pav.</b> Locko, aptakaus koto įtakos statinio slėgio matavimams, tyrinėjimų rezultatai	32
<b>3.12 pav.</b> Prantlio kombinuotas Pito - statinio slėgio vamzdelis	33
<b>3.13 pav.</b> Išilginio tvirtinimo OSI vamzdelio blokavimo efekto tyrimo rezultatai	34
<b>3.14 pav.</b> Standartinio, serijinės gamybos OSI vamzdelio blokavimo efekto tyrimas	34
<b>3.15 pav.</b> Išilginio tvirtinimo OSI vamzdelio blokavimo efekto tyrimo dideliais ikigarsiniais ir viršgarsiniais greičiais rezultatai	35
<b>3.16 pav.</b> Matuojamo statinio slėgio paklaidų tyrimas, esant įvairioms matavimo angos padėtimis srauto atžvilgiu	36
<b>3.17 pav.</b> Statinio OSI, kurio angos išdėstytos $\pm 30$ laipsnių kampu nuo skerspjūvio apačios, matavimo paklaidų pasiskirstymas priklausomai nuo atakos kampo ir srauto greičio	37
<b>3.18 pav.</b> Angos skersmens įtaka statinio slėgio matavimams	37
<b>3.19 pav.</b> Angos formos įtaka statinio slėgio matavimams	38
<b>3.20 pav.</b> Cilindrinio kūno priekio formos įtakos statinio slėgio matavimams tyrimo rezultatai, kai OSI tvirtinamas cilindrinio kūno priekyje	39

<b>3.21 pav.</b> Realus lėktuvo fiuzeliažo priekio formos įtakos statinio slėgio matavimams palyginimas su cilindrinio kūno tyrimais aerodinaminiam vamzdyje	40
<b>3.22 pav.</b> Fiuzeliažo priekyje įmontuoto statinio OSI matuojamo slėgio paklaidų kitimas kintant skrydžio greičiui	41
<b>3.23 pav.</b> Fiuzeliažo modelio priekyje įmontuoto statinio imtuvo matavimo paklaidų, dideliais ikigarsiniais ir viršgarsiniais greičiais, tyrimo aerodinaminiam vamzdyje, rezultatai	42
<b>3.24 pav.</b> Sparno gale įmontuoto statinio OSI sukiamų paklaidų tyrimo rezultatai	43
<b>3.25 pav.</b> Sparno gale įmontuoto statinio OSI sukiamų paklaidų, esant mažiems greičiams, tyrimo rezultatai	44
<b>3.26 pav.</b> Fiuzeliažo priekyje ir prie sparno įmontuotų statinių OSI, sukiamų paklaidų palyginimas	45
<b>3.27 pav.</b> Kilio viršuje įmontuoto statinio OSI sukiamų paklaidų, kintant greičiui tyrimo rezultatai	46
<b>3.28 pav.</b> Trijų skirtingų lėktuvų matuojamo statinio slėgio paklaidų pasiskirstymas, kintant skrydžio greičiui, kai slėgio matavimo angos įrengtos fiuzeliažo šoninėje sienelėje	47
<b>3.29 pav.</b> Fiuzeliažo šoninėje sienelėje įmontuoto statinio OSI matuojamo slėgio paklaidų kitimas, kintant skrydžio greičiui, didelių ikigarsinių greičių intervalui	48
<b>3.30 pav.</b> Angos, įmontuotos fiuzeliažo šoninėje sienelėje, formos netobulumo įtaka statinio slėgio matavimams	49
<b>3.31 pav.</b> Apsiuvos išgaubtumo įtaka statinio slėgio matavimams, kai statinis slėgis matuojamas fiuzeliažo šone	49
<b>3.32 pav.</b> Statinio slėgio matavimo sistemos paklaidų kreivių palyginimas, esant skirtingiems skrydžio aukščiams	50
<b>3.33 pav.</b> Vietos paklaidų aerodinaminio kompensavimo grafikas	52
<b>3.34 pav.</b> Statinio slėgio matavimo vamzdeliai, kompensuojantys fiuzeliažo priekio sukiamą vietos paklaidą	53
<b>3.35 pav.</b> Statinio slėgio paklaidų kitimo priklausomai nuo atakos kampo palyginimas kompensuoto vamzdelio, kurio skylutės išdėstytos $\pm 37,5^\circ$ kampu nuo vamzdelio skerspjūvio apatinio taško ir tokio pat vamzdelio, kurio angos išdėstytos žiedo pavidalu	54
<b>4.1 pav.</b> Tikrojo statinio slėgio $p$ matuojama naudojant tempiamus zondus, prie orlaivio pritvirtintą zondą, arba kito, lygiagrečiai skrendančio orlaivio, patikrintą slėgių matavimo sistemą	57
<b>4.2 pav.</b> Tikrojo statinio slėgio $p$ reikšmė nustatoma, žinant lėktuvo skrydžio aukštį ir išmatavus slėgio gradientą	58
<b>4.3 pav.</b> Statinių slėgių $p$ reikšmės skrydžio aukštyje apskaičiuojamos iš $p$ ir $T$ reikšmių ant žemės	58



<b>4.4 pav.</b> Statinis slėgis $p$ nustatomas priklausomai nuo statinio slėgio pasikeitimo, lėktuvui kylant nuo pradinio fiksuoto aukščio	59
<b>4.5 pav.</b> Statinių slėgių palyginimo schema bandymams, naudojant tempiamą bombos pavidalo zondą	61
<b>4.6 pav.</b> Pirmo tipo tempiamas bombos pavidalo zondas	61
<b>4.7 pav.</b> Antro tipo lengvas turintis neigiamo kampo sparnelius zondas („bomba“)	62
<b>4.8 pav.</b> Trečiojo tipo sunkus bombos pavidalo zondas, turintis priekyje atsikišusį statinio slėgio vamzdelį	62
<b>4.9 pav.</b> Tempiamo zondo – kūgio sistema	63
<b>4.10 pav.</b> Sklandytuvas paruoštas greičio matavimo sistemos patikros bandymams šarnyrinio, pasisukančio, zondo panaudojimo metodu	64
<b>4.11 pav.</b> Patikros bandymams naudojami orlaivyje įmontuoti įrašantys prietaisai	68
<b>5.1 pav.</b> Pilnojo (Pito) slėgio Kielio zondas	72
<b>5.2 pav.</b> Hidrodinaminės varžos tyrimo eksperimentų schema	73
<b>5.3 pav.</b> Tempiamos „bombos“ tvirtinimas naudojamas kylimo ir tūpimo metu	76
<b>5.4 pav.</b> Lėktuvas paruoštas patikros bandymams	77
<b>5.5 pav.</b> Tempiamo zondo – kūgio sistemos įtvirtinimas prie gaubto sienelės	77
<b>5.6 pav.</b> Tempiamos „bombos“ panaudojimo metodu gautų indikatorinių ir koreguotų greičių palyginimas	80
<b>5.7 pav.</b> Tempiamo zondo - kūgio panaudojimo metodu gautų indikatorinių ir koreguotų greičių palyginimas	81
<b>5.8 pav.</b> Naidotų patikros metodų bandymams palyginimas	82
<b>5.9 pav.</b> Aukštimačio parodymai	84
<b>5.10 pav.</b> Bandymų metu gautos aukštimačio paklaidos	84

## Įvadas

Užtikrinant skrydžių saugą, yra labai svarbu orlaivius aprūpinti tiksliais prietaisais. Bene svarbiausi prietaisais matuojami dydžiai, įtakojantys skrydžio saugą, yra skrydžio aukštis ir skrydžio greitis. Panagrinėjus, matysime, kad šių dydžių matavimo sistemų veikimo principai nėra sudėtingi, tačiau jų tikslumą įtakoja daugybė veiksnių. Tikslumą įtakojantys veiksniai yra tarpusavyje susiję, todėl tai sunkina jų išsamų nagrinėjimą. Galima teigti, kad tiksliai (be jokios paklaidos) išmatuoti skrydžio greitį, aukštį ar Macho skaičių yra neįmanoma, todėl jungtiniuose aviacijos reikalavimuose (JAR) yra nustatytos leistinos paklaidų ribos. Nustatyta, kad neviršijus šių paklaidų nekyla pavojaus skrydžio saugai.

Šiame darbe bus išskiriamos aukščio ir greičio matavimo sistemų paklaidų atsiradimo priežastys. Vėliau bus išsamiai išnagrinėtos šių paklaidų fizikinės kilmės ir surastos jų analitinės išraiškos.

Darbe taip pat aprašyti greičio ir aukščio matavimo sistemų paklaidų nustatymo eksperimentai, bei priemonės šiom paklaidom sumažinti. Taip pat nagrinėjami skrydžio greičio ir aukščio matavimo sistemų patikros metodai, kuriais nustatomos šių sistemų paklaidos.

Darbe pateikti gaminamo orlaivio greičio matavimo sistemos patikros bandymai. Šie bandymai atlikti visam orlaivio greičių intervalui dviem skirtingais patikros metodais. Šie bandymai reikalingi sertifikuojant orlaivį.

**Darbo tikslas** – skrydžio greičio ir aukščio matavimo paklaidų tyrimas orlaiviui skrendant įvairiais greičiais ir įvairiuose aukščiuose.

Šio **darbo objektas** yra gaminamo orlaivio greičio matavimo sistemos patikros būdo parinkimas ir skrydžio greičio ir aukščio paklaidų nustatymas.

### Uždaviniai:

1. Greičio ir aukščio matavimo sistemų veikimo principų tyrimas.
2. Greičio ir aukščio paklaidų atvejų analizė.
3. Atlikti eksperimentinius tyrimus greičio ir aukščio paklaidoms nustatyti.

**Darbo aktualumas** – projektuojant ir gaminant orlaivius svarbu yra skrydžio sauga. Skrydis turi būti saugus visą orlaivio eksploatavimo laikotarpį. Skrydžio sauga priklauso nuo daugelio veiksnių. Skrydžių saugai užtikrinti orlaiviai aprūpinami įvairia įranga.

Eksploatuojant orlaivius, skrydžio saugai svarbiausi yra greičio ir aukščio prietaisai.

Greičio ir aukščio matavimo sistemos veikimas pagrįstas oro srauto slėgio matavimu, todėl labai svarbu, kad ši sistema patikimai veiktų, o prietaisų paklaidos būtų įvertinamos.

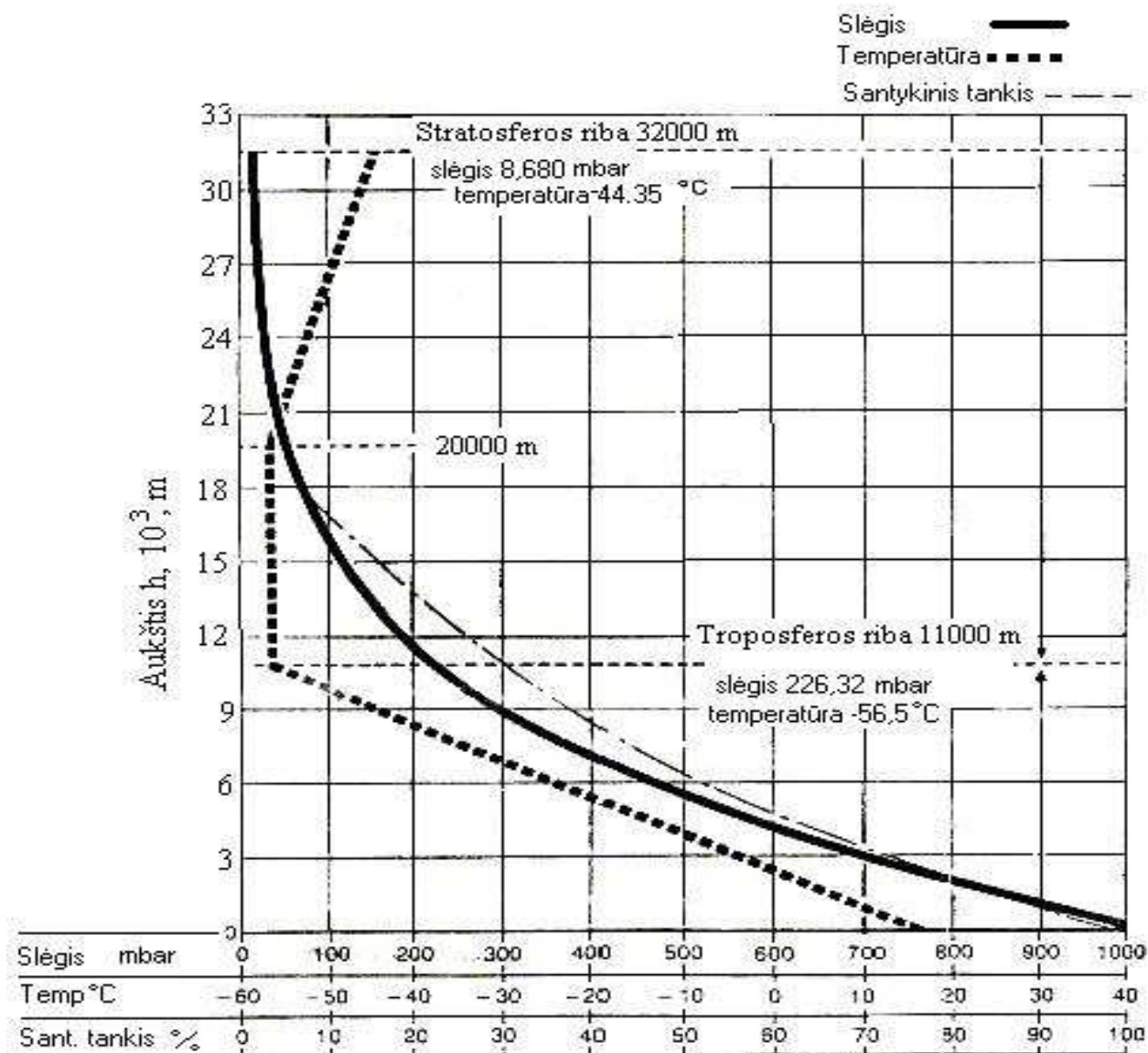
Šiuo metu yra pakankamai metodų paklaidoms nustatyti, todėl labai svarbu konkrečiam orlaiviui parinkti tinkamą paklaidų nustatymo metodą.

Ši tema yra aktuali bendrai aviacijos inžinerijai.

**Darbo naujumas** – šiame darbe išnagrinėtos lengvojo orlaivio skrydžio greičio ir aukščio matavimo sistemos ir šių sistemų paklaidų nustatymo metodai. Darbe sukurta metodika projektuojamų lengvųjų orlaivių skrydžio greičio ir aukščio matavimo sistemoms ir jose atsirandančioms paklaidoms nustatyti ir įvertinti.

## 1. Pagrindinės matuojamosios vertės aviacijoje

Šiuolaikiniai lėktuvai matuoja visus supančios atmosferos oro srauto parametrus. Todėl, norint suprasti oro srauto matavimo prietaisų veikimą, svarbu žinoti pagrindinių atmosferos duomenų kitimą keičiantis aukščiui.



1.1 pav. Slėgio, temperatūros ir santykinio tankio kitimas priklausomai nuo aukščio [9]

Vienas iš svarbiausių atmosferos matuojamų skrydžio parametrų yra slėgis. Visi prietaisai, matuojantys oro srauto parametrus, matuoja statinį atmosferos slėgį. Didėjant aukščiui slėgis krenta, oras retėja iki troposferos ribos, tada slėgis mažėja ir toliau, kylant aukštyn, kuri laiką išlieka pastovus (žiūr. 1.1 pav.). Viršijus 26150 m aukščio ribą, slėgis truputi padidėja.

Kitas svarbus atmosferos veiksnys yra jos temperatūra. Oras kontakto su žeme atveju yra įkaitinamas dėl laidumo ir spinduliavimo, todėl orui kylant, jo tankis mažėja. Šiuo atveju slėgio kritimas leidžia orui išsiplėsti, dėl to taip pat sumažėja temperatūra nuo jūros lygio reikšmės. Ji mažėja, tolygiai didėjant aukščiui iki ribinio troposferos sluoksnio. Stratosferoje temperatūra iš pradžių, esant tam tikroms sumažintoms reikšmėms, lieka pastovi, paskui vėl didėja iki didžiausios reikšmės.

Siekiant gauti oro greičio, aukščio ir vertikalaus greičio parodymus, turime žinoti slėgio, temperatūros, tankio bei aukščio kintamųjų tarpusavio priklausomybę. Todėl turi būti atlikti tiesioginiai trijų kintamųjų matavimai visuose aukščiuose ir pateikti atitinkamiems įrenginiams kaip korekcijos koeficientai. Praktiškai visi matavimai ir skaičiavimai pagrįsti standartine atmosfera, arba tokia, kurios slėgio, temperatūros ir tankio reikšmės prie skirtingų aukščių yra laikomos pastoviomis. Šios prielaidos buvo patvirtintos atliktais meteorologiniais ir fizikiniais stebėjimais, įvairiomis teorijomis ir matavimais, todėl standartinė atmosfera buvo patvirtinta kaip tarptautinė – Tarptautinė Standartinė Atmosfera TSA (angl. ISA – International Standard Atmosphere):

- 1) atmosferinis slėgis vidutiniame jūros lygyje yra lygus 760 mm Hg;
- 2) temperatūra vidutiniame jūros lygyje yra +15°C;
- 3) oro temperatūra mažėja 6,5°C kylant kas 1000 m nuo +15°C vidutiniame jūros lygyje iki -56,5°C 11000 m aukštyje. Virš šio aukščio temperatūra yra pastovi ir lygi -56,5°C.

## 2. Greičio ir aukščio prietaisų sistemų veikimas

Oro srauto matavimo principas yra naudojamas svarbiausiuose skrydžio matavimo prietaisuose. Tokiems prietaisams priklauso horizontalaus ir vertikalaus greičio bei aukščio matavimo prietaisai. Paprastai jie montuojami lėktuvo prietaisų skydelyje piloto regėjimo lauke. Orlaivio horizontalus greitis suprantamas kaip greitis, kurio kryptis sutampa su orlaivio išilgine ašimi.

Orlaivio horizontalus greitis paprastai nustatomas oro atžvilgiu, t.y. matuojamas aptekančio srauto greitis. Vertikalusis greitis ir aukštis nustatomi statinio atmosferos slėgio pokyčiu, arba pokyčio greičiu.

Oro srauto greitis  $V$  priklauso nuo dinaminio slėgio  $q$ :

$$q = \frac{\rho \cdot V^2}{2} \quad (2.1)$$

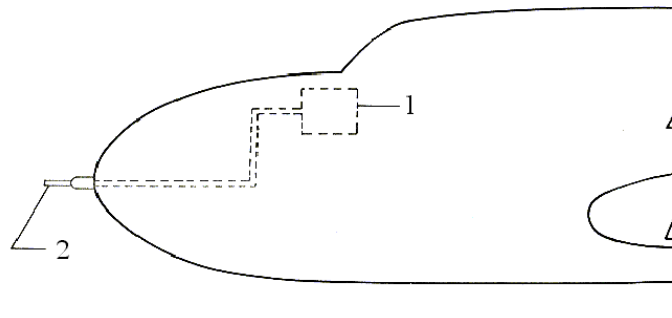
Dinaminis slėgis:

$$q = p_p - p_s, \quad (2.2)$$

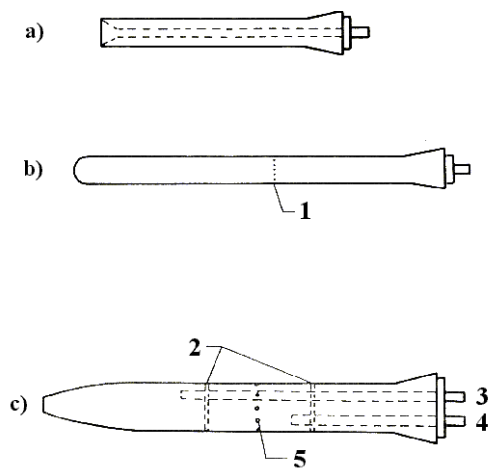
čia  $p_p$  – pilnasis, arba Pito (Pitot) slėgis;  $p_s$  – statinis atmosferos slėgis.

Pilnasis slėgis matuojamas srauto kryptimi ir priklauso nuo oro srauto greičio.

Iš čia matome, kad visiems aukščiau paminėtiems prietaisams užtenka išmatuoti pilnąjį ir statinį slėgius (yra išimčių, kai reikia išmatuoti temperatūrą). Šie slėgiai specialiu oro slėgio imtuvais (OSI) imami orlaivio išorėje ir vamzdeliais nuvedami į prietaisų skydelyje esančius prietaisus (žiūr. 2.1 pav.). Oro slėgio imtuvų būna įvairių: vieni iš jų matuoja tik pilnąjį (Pito) slėgį, kiti – tik statinį slėgį, o dar kiti būna kombinuoti ir matuoja statinį ir pilnąjį slėgius (žiūr. 2.2 pav.). Kartais, matavimams statinis slėgis paimamas iš fiuzeliaže tam tikrose vietose išgręžtų skylių. Paprastai OSI montuojami fiuzeliažo arba sparno priekinėse dalyse, prie kilio, arba prie fiuzeliažo šonų.



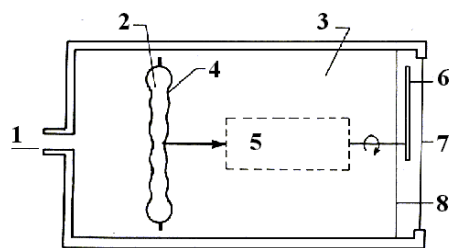
**2.1 pav.** Prietaisų oro slėgio padavimo sistemos schema: 1 – prietaisai pilotų kabinoje; 2 – oro slėgio imtuvas (OSI)



**2.2 pav.** Oro slėgio imtuvai (OSI): a - Pito vamzdelis; b - statinio slėgio vamzdelis; c - Pito statinio slėgio vamzdelis; 1, 5 – statinio slėgio nuvedimo skylutės; 2 – pertvaros; 3 – Pito slėgio vamzdelis; 4 – statinio slėgio vamzdelis

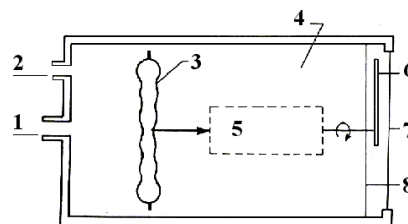
Vamzdeliais paduodami Pito ir statinis, arba tiksliai statinis slėgiai veikia specialias membranas, esančias prietaisuose, ir pagal poveikio dydį nustatoma vieno ar kito parametro skaitinė reikšmė. Šių prietaisų veikimas yra tarpusavyje susijęs.

Aukščio prietaisas matavimams naudoja tik statinį slėgį (žiūr. 2.3 pav.). Jame esanti aneroidinė dėžutė reaguoja į statinio slėgio pokyčius. Aneroidinė dėžutė – tai paprasta dėžutė, pagaminta iš plono ir lankstaus metalo (vario lydinio ir kt.), o jos viduje yra praretintas oras. Taigi, keičiantis statiniam slėgiui, dėžutė susispaudžia arba išsiplečia ir pastumia prie jos pritvirtintą svirtelę, kuri per mechaninį stiprinimo mechanizmą pasuka indikatoriaus rodyklę. Tokiu būdu piloto kabinoje šio prietaiso rodyklė parodo skrydžio aukštį [1].



**2.3 pav.** Aukščio matavimo prietaiso principinė schema: 1 – statinio slėgio padavimo anga; 2 – praretintas oras; 3 – prietaiso dėžutė 4 – aneroidinė dėžutė; 5 – mechaninis stiprinimo mechanizmas; 6 – rodyklė; 7 – stiklas; 8 – skalė

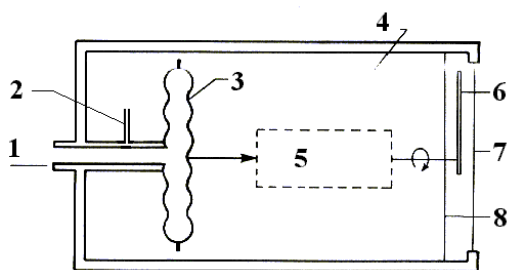
Horizontalaus (pagal orlaivio išilginę ašį) greičio prietaisas matuoja dinaminį slėgį, todėl matavimams reikalingas pilnasis (Pito) ir statinis slėgiai. Šių slėgių skirtumas nustatomas manometrine dėžute (žiūr. 2.4 pav.). Manometrinė dėžutė labai panaši į aneroidinę, skiriasi tik tai, kad į jos vidų yra paduodamas Pito slėgis. Keičiantis slėgių skirtumui, membraninė dėžutė arba išsipučia, arba susitraukia. Šis storio pokytis svirtelė perduodamas į mechaninį stiprinimo mechanizmą. Toliau viskas vyksta analogiškai, kaip ir aukštmatyje (2.3 pav.) [1].



**2.4 pav.** Horizontalaus (pagal orlaivio išilginę ašį) greičio matavimo prietaiso principinė schema: 1 – Pito slėgio padavimo anga; 2 – statinio slėgio padavimo anga; 3 – manometrinė dėžutė; 4 – prietaiso dėžutė; 5 – mechaninis stiprinimo mechanizmas; 6 – rodyklė; 7 – stiklas; 8 – skalė

Vertikalaus greičio prietaisas (variometras) nuo horizontalaus greičio prietaiso skiriasi tuo, kad į membraninę dėžutę paduodamas statinis slėgis, o pilnasis (Pito) slėgis visai nepaduodamas ir iš statinio slėgio vamzdelio yra išvestas kapiliarinis (labai plonas) vamzdelis (žiūr. 2.5 pav.). Šis vamzdelis, nustojus keistis statiniam slėgiui, per tam tikrą laiką tarpą sulygina jį su prietaiso dėžutėje esančiu slėgiu. Pastoviai keičiantis statiniam slėgiui (kylant arba žemėjant), manometrinės ir prietaiso dėžutės slėgiai skirtingi ir svirtelė, pritvirtinta prie membraninės dėžutės, bus arba stumiama arba traukiama. Paskui per mechaninį stiprinimo mechanizmą šis judesys bus paverstas rodyklės pasisukimo judesiu [1].





**2.5 pav.** Vertikalaus greičio matavimo prietaiso principinė schema: 1 – statinio slėgio padavimo anga; 2 – kapiliarinis vamzdelis; 3 – manometrinė dėžutė; 4 – prietaiso dėžutė; 5 – mechaninis stiprinimo mechanizmas; 6 – rodyklė; 7 – stiklas; 8 – skalė.

## 2.1. Greičio ir aukščio matavimo paklaidos

Skrydžio greičio ir aukščio matavimas yra sudėtingesnis, nei galėtų pasirodyti iš pirmo žvilgsnio. Yra labai daug matavimo tikslumą veikiančių veiksnių. Visiškai tiksliai išmatuoti skrydžio greitį ar aukštį neįmanoma. Tam yra aviacijos saugumo reikalavimai, kuriuose taip pat nurodomos ir leistinų paklaidų ribos (jungtiniai skrydžių tinkamumo reikalavimai) [6].

Tarkime, kad turime prietaisą, kuris prijungtas prie idealaus oro slėgio imtuvo (OSI), idealiose nespūdžiose dujose. Šiuo prietaisu matuojamas ir prietaiso skalėje parodomas greitis, vadinamas greičiu pagal prietaisą, arba prietaisiniu greičiu  $V_{pr}$ . Įvedus prietaiso prietaisinę paklaidą  $\delta V_p$  [5], gausime patikslintą prietaisinį greitį:

$$V_{pr.p} = V_{pr} + \delta V_p \quad (2.3)$$

Analogišką lygtį galima užrašyti ir aukščio reikšmėms:

$$H_{pr.p} = H_{pr} + \delta H_p \quad (2.4)$$

Prietaisinės paklaidos turi būti įvertintos visuose prietaisuose, kurių matavimams naudojami pilnutinis ar statinis slėgiai t.y. horizontalaus ir vertikalaus greičio prietaisai, aukštimačiai bei papildomi įrašantys prietaisai (prietaisai, kurie fiksuoja aukščio ir greičio kitimą laike (pvz.: barografas)). Prietaisinės paklaidos, o ir pataisos dydžiai, nustatomi patikros metu. Paklaidos ir pataisos yra vienodo dydžio ir priešingų ženklų. Prietaiso patikra atliekama specialiu stendu gamykloje, kur jis yra gaminamas, ir išduodamas sertifikatas.

Kalbant apie greičio ar aukščio reikšmes, nesakoma prietaisinis ar patikslintas prietaisinis greitis ar aukštis, tiesiog sakoma indikatorinis greitis  $V_i$  arba indikatorinis aukštis  $H_i$ , turint galvoje patikslintą prietaisinį greitį ar aukštį.

Taip pat, matuojant šias vertes, svarbu įvertinti aerodinamines pataisas  $\delta V_a$ ,  $\delta H_a$ . Šios pataisos įvertina paklaidas, kurios atsiranda dėl statinio slėgio skirtumo arti skraidymo aparato ir supančios aplinkos atmosferos slėgio. Aerodinaminės pataisos priklauso nuo skridimo greičio ir aukščio, ir nustatomos specialiomis oro slėgio imtuvų (OSI) sistemų patikromis. Šios patikros gali būti atliekamas skrydžio metu prijungus tam tikrus papildomus slėgio imtuvus (zondus). Įvertinus aerodinamines pataisas, apskaičiuojamas koreguotasis skrydžio greitis [7]:

$$V_c = V_i + \delta V_a \quad (2.5)$$

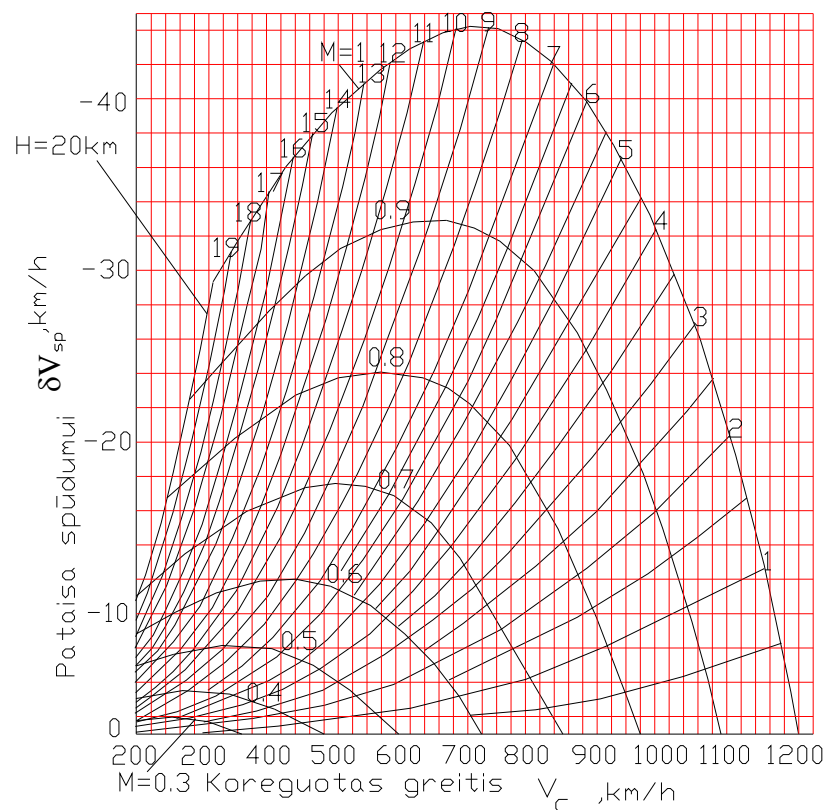
Atitinkamai apskaičiuojamas barometrinis skrydžio aukštis:

$$H_b = H_i + \delta H_a \quad (2.6)$$

Nagrinėjant skrydžio greitį, įvedama pataisa spūdumui  $\delta V_{sp}$ . Ši pataisa priklauso nuo skrydžio greičio. Kuo didesnis greitis tuo didesnis oro spūdumo efektas. Prie labai mažų greičių, mažesnių nei 200 km/h, spūdumo efektas yra nedidelis, todėl paklaida, atsirandanti dėl spūdumo, neįvertinama. Įvedus šią pataisą ir įvertinus atsirandančią paklaidą, ekvivalentinis skrydžio greitis

$$V_e = V_c + \delta V_{sp} \quad (2.7)$$

Oro spūdumo pataisa  $\delta V_{sp}$  yra koreguoto greičio  $V_c$  ir barometrinio skrydžio aukščio  $H_b$  funkcija. Ši funkcija randama pagal specialią nomogramą, kuri pavaizduota 2.6 pav. [5].



**2.6 pav.** Spūdumo koeficiento nustatymo nomograma ikigarsiniams greičiams

Žinant ekvivalentinio greičio reikšmę galima surasti tikrąjį skrydžio greitį oro atžvilgiu. Jis skaičiuojamas pagal šią formulę:

$$V = \frac{V_{ei}}{\sqrt{\sigma}}, \quad (2.8)$$

čia  $V_{ei}$  – ekvivalentinis greitis,  $\sigma = \frac{\rho}{\rho_0}$  – santykinis oro tankis tam tikrame skrydžio aukštyje;

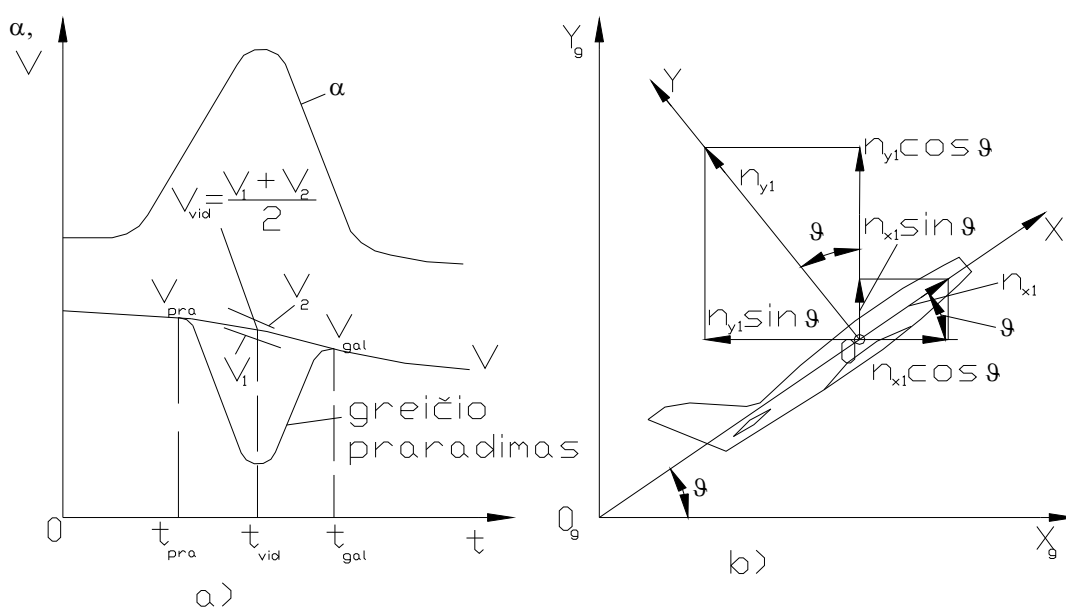
$\rho_0$  – oro tankis jūros lygyje standartinėmis atmosferos sąlygomis  $\rho_0 = 1225 \text{ kg/m}^3$ ;  $\rho$  – oro tankis matuojamas skrydžio aukštyje.

Iš ekvivalentinio greičio galime rasti dinaminį slėgį:

$$q = \frac{\rho \cdot V^2}{2} = \frac{\rho}{2} \cdot \left( \frac{V_e}{\sqrt{\sigma}} \right)^2 = \frac{\rho_0 \cdot V_e^2}{2}. \quad (2.9)$$

Skrendant ir esant santykinai dideliems vertikaliems greičiams, prieš gaunant koreguoto greičio ir barometrinio aukščio reikšmes, svarbu įvertinti vėlavimo paklaidas. Skrendant vėlavimo paklaidos reikšmingos tik vertikalaus greičio prietaisui (variometrui). Jos įvertinamos prieš aerodinamines pataisas  $\delta V_a$  ir  $\delta H_a$ , įvedus vėlavimo koeficientą  $\lambda$  arba vėlavimo pataisas  $\delta V_{vel}$  ir  $\delta H_{vel}$ . Greičio (horizontalaus ir vertikalaus) ir aukščio prietaisų vėlavimų reikšmes būtina pranešti skrydžio įgulai, skrydžio metu klaidoms įvertinti ir išvengti.

Bandant lėktuvą prie didelių atakos kampų, pastebimos greičio paklaidos. Paprastai tai pasireiškia staigiu ir trumpalaikiu greičio kritimu (2.7 pav., a) [5]. Šios paklaidos atsiranda dėl pilnojo ir statinio slėgio nukrypimų. Siekiant rasti tikrąją greičio reikšmę, reikia įvertinti perkrovą, atsirandančią staiga padidėjus atakos kampui.



**2.7 pav.** Greičio reikšmių pataisymai įvertinus perkrovas ir esant dideliems atakos kampams: a – būdingas staigus greičio praradimas, staiga padidinus atakos kampą  $\alpha$ , ir jo ištaisymas; b – perkrovos dedamųjų projektavimas į koordinatinių sistemą

Jeigu orlaivio koordinatinių ašyse yra žinomos perkrovos dedamosios  $n_{x1}$ ,  $n_{y1}$  ir lėktuvo tango kampas  $\theta$ , tai, projektuojant perkrovą į koordinatinių ašis (2.7 pav., b), gauname:

$$n_{xg} = n_{x1} \cdot \cos \theta - n_{y1} \sin \theta, \quad (2.10)$$

$$n_{yg} = n_{x1} \cdot \sin \theta - n_{y1} \cos \theta. \quad (2.11)$$

Orlaivio masės centro pagreitis orlaivio ašyse:

$$\frac{dV_{xg}}{dt} = \frac{X_g}{m} = \frac{X_g}{G} \cdot g = g \cdot n_{xg}, \quad (2.12)$$

$$\frac{dV_{yg}}{dt} = \frac{Y_g - G}{m} = g \cdot (n_{yg} - 1), \quad (2.13)$$

čia  $X_g$ ,  $Y_g$  – visų lėktuvą veikiančių jėgų (išskyrus svorio jėgą) atstojamosios, N;  $G$  – svorio jėga, N;  $m$  – masė, kg;  $g$  – laisvo kritimo pagreitis,  $m/s^2$

Integruojant (2.12) ir (2.13) išraiškas gauname:

$$\left. \begin{aligned} V_{xg}(t) &= V_{xg.pra} + g \cdot \int_{t_{pra}}^t n_{xg} dt \\ V_{yg}(t) &= V_{yg.pra} + g \cdot \int_{t_{pra}}^t (n_{yg} - 1) dt \end{aligned} \right\} \quad (2.14)$$

čia  $V_{xg.pra}$ ,  $V_{yg.pra}$  – greičio dedamosios prieš staigų atakos kampo pakeitimą  $km/h$  ( $m/s$ );  $t_{pra}$  – laiko momentas prieš pat atakos kampo pakeitimą *val.* (*s*);

Greičių vektoriaus  $V_g$  skaitinė reikšmė randama pagal formulę:

$$V_g = \sqrt{V_{xg}^2 + V_{yg}^2} \quad (2.15)$$

Neįvertinus oro masių judėjimo ir oro slėgio kritimo ir kylant aukštyn, orlaivio greitis žemės atžvilgiu  $V_g$  prilyginamas tikrajam skrydžio greičiui oro atžvilgiu  $V$ . Žinant tikrąjį skrydžio greitį oro atžvilgiu, nesunku gauti ekvivalentinį, koreguotąjį ir indikatorinį greičius.

Siekiant tikslesnio  $\frac{dV_{xg}}{dt}$  ir  $\frac{dV_{yg}}{dt}$  rezultato, tikslinga atlikti integravimą „iš kairės į dešinę“ ir „iš dešinės į kairę“ (žiūr. 2.8 pav., a). Vidurinė reikšmė gaunama išvedus gautų reikšmių matematinę vidurkį [5].

Matome, kad gaunama didelė įvairovė greičių, priklausomai nuo jų nustatymo tikslumo ar įvedamų pataisų. Šiame darbe siūlomas greičių ir aukščių žymėjimas remiasi EN, ISO ir GOST standartai (2.1 lentelė). Pagal GOST standartą, indikatorinis greitis  $V_i$  skaidomas į dvi dedamąsias

$V_{pr}$  ir  $V_{pr.p}$ . Tuomet yra galimybė išsamiau išnagrinėti atsirandančias paklaidas ir tiksliau įvardinti gautas greičių reikšmes.

**2.1 lentelė.** Greičių žymėjimo skirtingais standartais palyginimas

Nr.	ISO		GOST		GAUNAMAS
	Žymėjimas	Pavadinimas	Žymėjimas	Pavadinimas	
1.	-	-	$V_{pr}$	Prietaisinis	Greitis nustatomas prietaisu, prijungtu prie idealaus oro slėgio imtuvo (OSI) standartinėmis atmosferos sąlygomis
2.	$V_i$	Indikatorinis	$V_{pr.p}$	Patikslintas prietaisinis	Gaunamas iš (1), įvertinus prietaiso prietaisinę paklaidą
3.	$V_c$	Koreguotasis	$V_{i.z}$	Indikatorinis antžeminis	Gaunamas iš (2), įvertinus OSI aerodinaminę paklaidą.
4.	$V_e$	Ekvivalentinis	$V_i$	Indikatorinis	Gaunamas iš (3), įvertinus paklaidą atsirandančią dėl spūdumo efekto
5.	V	Tikrasis	V	Tikrasis	Gaunamas remiantis greitį (4) padalinus iš kvadratinės šaknies iš santykinio oro tankio tam tikrame skrydžio aukštyje, (2.10) išraiška

### 3. Oro slėgio matavimo sistemos ir jų paklaidų eksperimentinis įvertinimas

Pirmame ir antrame skyriuose skrydžio greičio, aukščio ir Macho skaičiaus matavimai pagrįsti statinio ir pilnojo (Pito) slėgių matavimais ir palyginimais, todėl didžiausią įtaką matavimo tikslumui turi oro slėgio matavimo imtuvai (OSI). Šiame skyriuje bus aptariamose problemos, susijusios su pilnojo slėgio matavimu Pito vamzdeliu, statinio slėgio matavimu statinio slėgio vamzdeliu arba fiuzeliaže padarytomis angomis.

Eksperimentiniai tyrimai parodė, kad statinis slėgis nuosekliuose srauto, aptekančio kūną, linijų taškuose gali plačiai kisti, o pilnasis slėgis išilgai šių srauto linijų išlieka pastovus. Dėl šios priežasties pilnojo slėgio matavimas yra daug paprastesnis, negu statinio slėgio matavimas. Be to, Pito OSI vamzdelio konstrukcija yra daug paprastesnė negu statinio slėgio.

#### 3.1. Pilnojo slėgio matavimai

Aptarsime pilnojo slėgio matavimus, atliekamus pilnojo slėgio (Pito) vamzdeliu, kuris nukreiptas prieš srautą (lygiagrečiai srauto linijoms). Šiuo atveju ikigarsiniams greičiams bet koks lygiagretus srauto linijoms vamzdelis, statmenai nupjautas (atviro galo), matuos tikrąjį pilnąjį slėgį, jeigu yra toli nuo pasienio sluoksnio, sraigto sukurių ar variklio išmetamųjų dujų srauto. Esant dideliems ikigarsiniams greičiams, Pito OSI turi būti tvirtinamas remiantis standartų reikalavimais ir rekomendacijomis toliau nuo bet kokio didelio kreivumo paviršiaus, kad susiformavusi sutankėjimo šuolio banga neturėtų įtakos matavimams.

Pilnojo slėgio imtuvai pagal tvirtinimo konstrukciją skirstomi į išilginio ir statmenojo tvirtinimo OSI (žiūr. 3.1 ir 3.2 pav.). Išilginio tvirtinimo konstrukcijos pilnojo slėgio matavimo imtuvai dažniausiai montuojami priekinėse fiuzeliažo, sparno ar kylio dalyse, o statmenojo tvirtinimo konstrukcijos imtuvai montuojami išilgai fiuzeliažo arba po sparnu [1].



**3.1 pav.** Išilginio tvirtinimo konstrukcijos pilnojo slėgio matavimo vamzdelis



**3.2 pav.** Statmenojų tvirtinimo konstrukcijos pilnojo slėgio matavimo vamzdelis

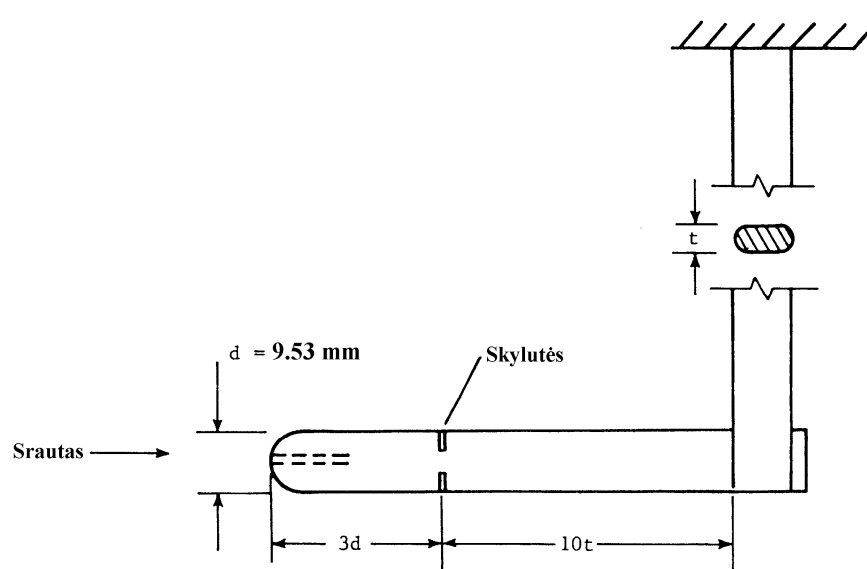
Pakreipus pilnojo slėgio (Pito) vamzdelį srauto atžvilgiu tam tikru kampu, ima mažėti matuojamas pilnasis slėgis. Pakreipus vamzdelį srauto atžvilgiu nedideliu kampu, matuojamas pilnasis slėgis nesumažėja. Kampas, kuriuo pakreipus vamzdelį matuojamo pilnojo slėgio paklaida neviršija dinaminio slėgio vieno procento, o toliau jį didinant matuojamas slėgis pradeda mažėti, vadinamas ribiniu nejautrumo kampu. Šio kampo pokyčio intervalas vadinamas nejautrumo nukrypimui intervalu.

Pilnojo (Pito) slėgio matavimo vamzdeliai (imtuvai) dėl savo konstrukcijos ypatumų yra išskiriami į du pagrindinius tipus:

1. Įprastos konstrukcijos Pito vamzdeliai.
2. Pito vamzdeliai, turintys cilindrinę gaubtą.

Įprastos konstrukcijos Pito vamzdeliams nejautrumo intervalas labiausiai priklauso nuo vamzdelio priekinės dalies formos ir nuo slėgio angos dydžio vamzdelio frontalinio ploto atžvilgiu. Pirmieji Pito vamzdeliai turėjo pusiau rutulio formos priekinę dalį ir mažas dinaminio slėgio angas. Tipinis tokio vamzdelio pavyzdys galėtų būti Vokietijos fiziko Ludwig Prantl sukonstruotas statinio slėgio vamzdelis (žiūr. 3.3 pav.).

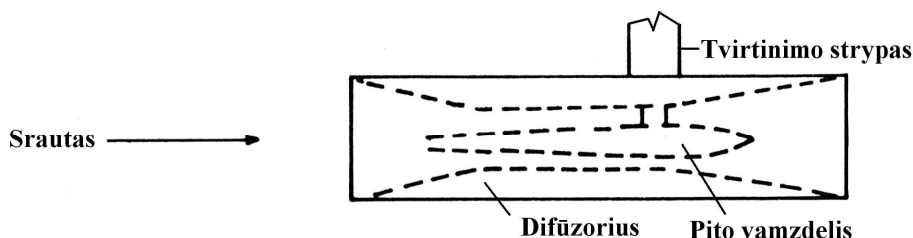




**3.3 pav.** Kombinuotas Prandtlio statinio slėgio vamzdelis

Tiriant tam tikrą pilnojo (Pito) slėgio imtuvų (1935 m.) [1], turinčių cilindrinę priekinę dalį, skaičių, nustatyta svarbi konstrukcinė savybė, kad nejautrumo intervalas gali būti padidintas didinant pilnojo slėgio angos dydį. Tyrimo rezultatų analizė parodė, kad maksimalus nejautrumo intervalas gali būti pasiektas Pito slėgio matavimo imtuvams naudojant plonasienius vamzdelius.

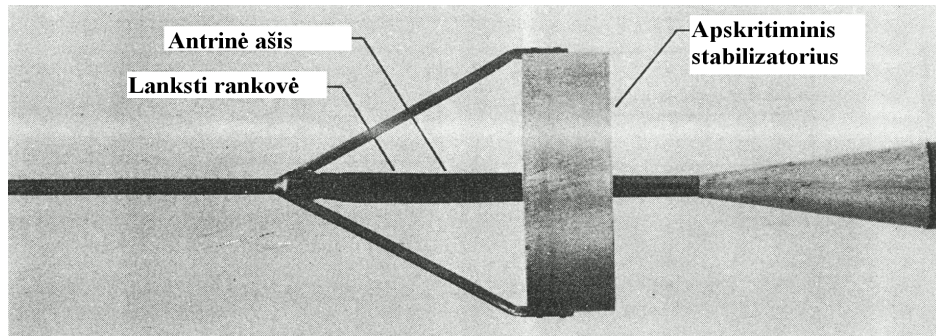
Kitas Vokietijos aerodinamikos mokslininkas Georg Kiel 1935m įrodė, kad nejautrumo intervalas gali būti gerokai padidintas patalpinus Pito slėgio matavimo vamzdelį į difūzorinį gaubtą (žiūr. 3.4 pav.). Bandant mažais greičiais, šio vamzdelio nejautrumo intervalas siekė  $\pm 43^\circ$  [1]. Vėliau NASA atliko Kielo vamzdelio bandymus aerodinamiame vamzdyje. Šie bandymai patvirtino Georg Kielo nustatytą nejautrumo diapazoną, bet parodė, kad šis pilnojo slėgio imtuvas negali būti naudojamas prie greičių, didesnių nei  $0,6 M$  (Machas) [1] dėl didelių vibracijų, atsirandančių aptekant srautui tvirtinimo strypą.



**3.4 pav.** Georg Kielo sukonstruotas pilnojo slėgio imtuvo vamzdelis

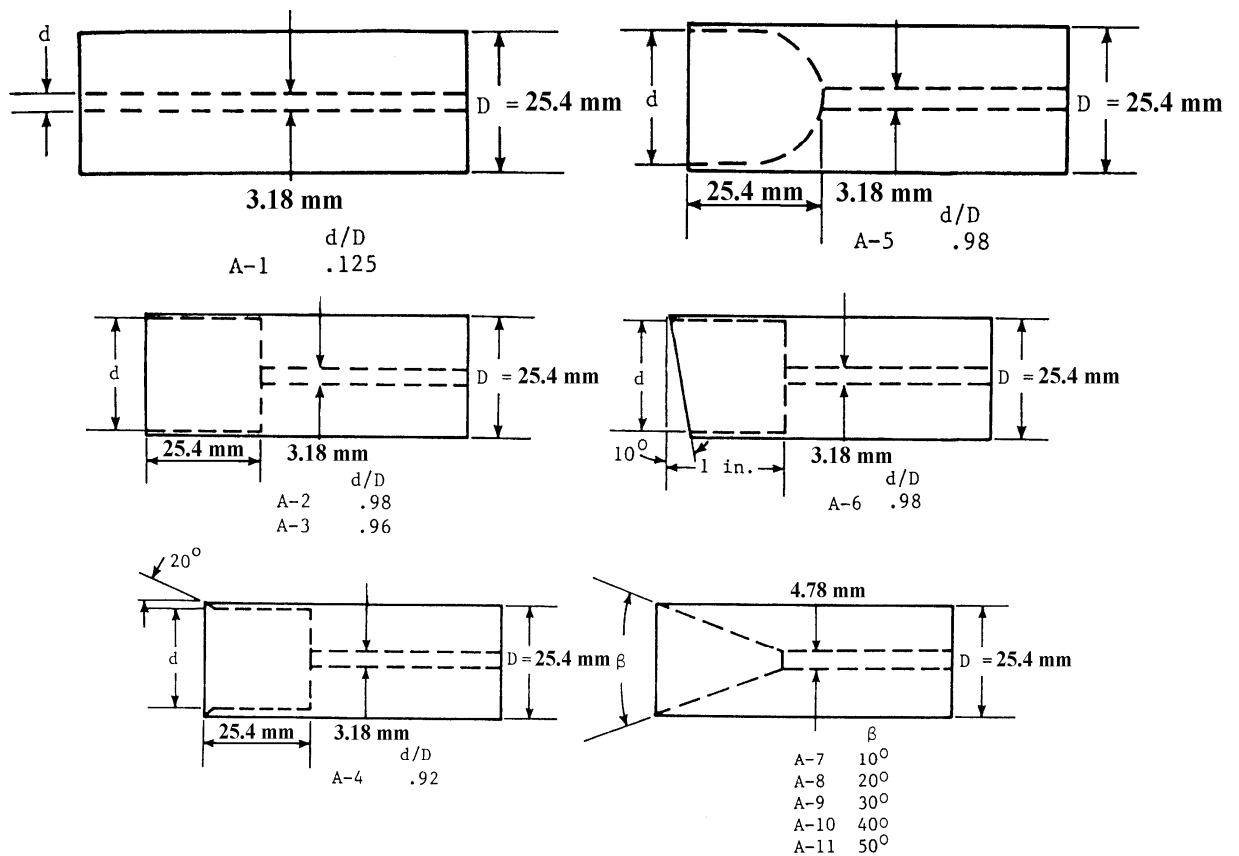
Paprastų Pito slėgio imtuvų vamzdelių dėl atakos ar slydimo kampų atsirandančios paklaidos gali būti panaikintos, aprūpinant juos sukimosi šarnyrais ir stabilizatoriais, kurie stabilizuoja

vamzdelį srauto kryptimi (žiūr. 3.5 pav.). Šie šarnyriniai OSI tinka naudoti ikigarsiniams greičiams ir yra labai tikslūs, tačiau nepraktiški naudoti įprastams orlaiviams. Dažniausiai jie naudojami matavimo sistemos patikros bandymams, kurie bus aprašyti vėlesniuose skyriuose.



**3.5 pav.** Šarnyrinis pasisukantis OSI

Bandydama išrasti fiksuotą (nepasisukantį) Pito slėgio vamzdelį, kuris turėtų kiek įmanoma didesnę nejautrumo diapazoną ir būtų tinkamas naudoti įprastiems ir bandomiesiems orlaiviams NACA, nuo 1951 iki 1954 metų atliko eilę bandymų aerodinamiame vamzdyje su įvairios konstrukcijos Pito vamzdeliais [1]. Bandymai buvo atliekami penkiuose skirtinguose aerodinamiuose vamzdžiuose. Srauto greitis buvo keičiamas nuo 0,26 iki 2,40 Macho skaičiaus, o atakos kampas (vertikalioje plokštumoje) buvo didinamas iki 67 laipsnių. Buvo tiriami Pito vamzdeliai, turintys cilindrinį gaubtą (jų konstrukcija paremta Kielio vamzdelio konstrukcija [1]), ir paprasti Pito vamzdeliai su cilindrine, kūgine ir aštria priekine dalimi. Paprasti Pito vamzdeliai buvo bandomi su įvairiomis pilnojo slėgio įėjimo angomis (cilindrine, kūgine, pusrutulio formos), taip pat įvairiais matmenimis, kūgio kampais, vamzdelio galo nupjovimo kampais ir įvairiomis angos briaunomis (3.6 pav.).



3.6 pav. OSI, A serijos cilindriniai Pito vamzdeliai

### 3.2. Statinio slėgio matavimai

Kaip jau minėta, statinio slėgio matavimai yra žymiai sudėtingesni nei pilnojo slėgio matavimai. Taip yra dėl to, kad srauto aptekančio kūną vietinis statinis slėgis (prie tam tikro kūno paviršiaus taško) pastoviai keičiasi. Arti orlaivio matuojamas statinis slėgis priklauso nuo orlaivio konstrukcijos, keliamosios jėgos koeficiento, skrydžio greičio ir atakos bei slydimo kampų. Orlaivio konstrukcijos elementų sutrikdyto srauto sukeliama paklaidų galima išvengti teisingai parenkant statinio slėgio imtuvo tvirtinimo vietą arba naudojant aerodinamai kompensuotus imtuvus.

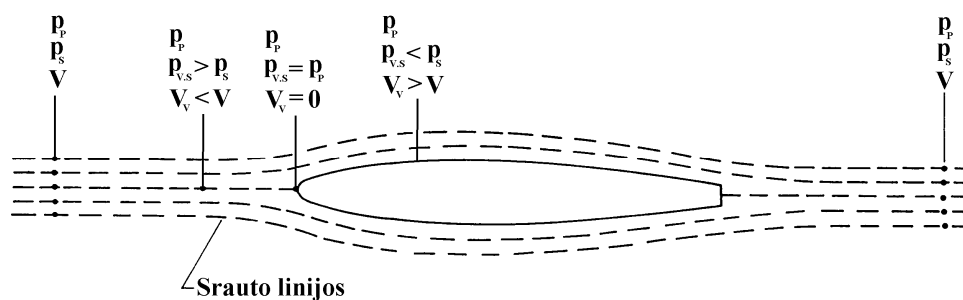
Žinant, kad kūną aptekančio srauto pilnasis slėgis  $p_p$  išlieka nepakitęs visuose srauto taškuose, Bernulio lygtį galime užrašyti taip:

$$p_p = p_{s.v} + \frac{\rho \cdot V_v^2}{2} = \text{const.}, \quad (3.1)$$

čia:  $p_{s.v}$  – vietinis, t. y. prie tam tikro kūno paviršiaus taško, statinis slėgis;  $V_v$  – vietinis srauto greitis.

Iš (3.1) lygties matome, kad visuose kūną aptekančio srauto taškuose pilnasis (Pito) slėgis nekinta, tačiau, keičiantis kūną aptekančio srauto vietiniam greičiui, srauto linijų taškuose keičiasi vietinis statinis slėgis. Tai pagrindinis aerodinamikos dėsnis aviacijoje. Vietinis srauto greitis didžiausias tuose taškuose, kur aptekamas kūnas yra storiausias. Didėjant kūną aptekančio srauto greičiui, statinis slėgis mažėja ir atvirkščiai – mažėjant srauto greičiui statinis slėgis didėja. Tai pavaizduota 3.7 pav.

Kūną aptekančio srauto modelis pateiktas 3.7 pav. taikomas nagrinėjant nespūdzių dujų tekėjimą nedideliais greičiais [1]. Nagrinėjant spūdzių dujų aptekėjimą dideliais greičiais srauto linijos atrodo kitaip. Orlaiviui skrendant dideliu ikigarsiniu greičiu, spūdziose dujose aptekančio srauto linijos nusidriekia dideliu atstumu į visas puses nuo orlaivio. Čia vietinio ir aplinkos statinių slėgių skirtumas yra didesnis ir tolstant nuo orlaivio šis skirtumas mažėja. Skrendant garso ir viršgarsiniais greičiais orlaivį aptekantis srautas yra apribojamas fiuzeliažo priekyje atsiradusia sutankėjimo šuolio banga (3.4 pav.). Visi šie reiškiniai, atsirandantys spūdzių dujų srautui dideliais greičiais aptekant kūną, stipriai įtakoja statinio slėgio matavimus.



**3.7 pav.** Kūną aptekančio srauto modelis

Paprastai statinio slėgio matavimams naudojamos angos yra plokštumoje lygiagrečioje srautui. Statinio slėgio imtuvu gali būti:

- 1) vidiniai – slėgio matavimo angos integruotos fiuzeliažo šoninėje sienelėje;
- 2) išoriniai - statinio slėgio vamzdelis tvirtinamas prie orlaivio.

Statinio slėgio matavimo angos integruotos fiuzeliažo sienelėje išdėstomos tam tikru atstumu nuo fiuzeliažo priekio, vienoje ir kitoje fiuzeliažo pusėje ir šių angų paimamas slėgis nuvedamas į vieną vamzdelį. Išoriniai statinio slėgio matavimo imtuvai pagal tvirtinimo konstrukciją skirstomi: a) išilginio ir b) statmenojo tvirtinimo. Savo išvaizda jie yra labai panašūs į pilnojo slėgio matavimo vamzdelius (žiūr. 3.1, 3.2 pav.). Išilginio tvirtinimo konstrukcijos statinio slėgio imtuvai dažniausiai tvirtinami priekinėse fiuzeliažo, sparno ar kylio dalyse, o statmenojo tvirtinimo konstrukcijos imtuvai dažniausiai tvirtinami po sparnu.

Oro slėgio imtuvo matuojamo statinio slėgio tikslumas priklauso nuo imtuvo konstrukcijos tobulumo ir teisingos jo tvirtinimo vietos parinkimo. Šių paklaidų skaitinės reikšmės dydis tiesiogiai priklauso nuo statinio slėgio imtuvo statinėje kameroje ir aplinkos statinio slėgio skirtumo. Naudojant vidinį OSI matavimo tikslumas priklauso nuo fiuzeliažą aptekančio srauto vietinio statinio slėgio (prie matavimo angų) lauko. Naudojant išorinį OSI slėgis statinėje kameroje taip pat skiriasi nuo nesutrikdyto srauto statinio slėgio, kadangi pats matavimo vamzdelis sukuria savąjį aptekančio srauto lauką. OSI matavimo paklaidos priklauso ne tik nuo montavimo vietos, vamzdelio formos (išoriniam), angų vietos, angų geometrijos, bet ir nuo skrydžio greičio, bei atakos ir slydimo kampų.

Matuojant statinio slėgio vamzdelių paklaidas aerodinamiame vamzdyje ir OSI vietos paklaidas bandomojo skrydžio metu, rezultatai dažnai pateikiami santykinės paklaidos  $\delta p_s / p_s$  arba  $\delta p_s / q_{sp}$  pavidalu [1]. Atliekant patikras dideliais greičiais, statinio slėgio paklaida dažniausiai išreiškiama per Macho skaičiaus paklaidą  $\delta M$ , arba per santykinę Macho skaičiaus paklaidą  $\delta M / M$ . Šiame darbe statinio slėgio paklaidos dažniausiai išreiškiamos  $\delta p_s / q_{sp}$ .

Santykinė statinio slėgio paklaida išreikšta per  $\delta p_s / p_s$  ar  $\delta p_s / q_{sp}$ , kai  $M \leq 1$ , gali būti gauta iš santykinės Macho skaičiaus paklaidos  $\delta M / M$ , pasinaudojus šiomis išraiškomis [1]:

$$\frac{\delta p_s}{p_s} = -\frac{1.4 \cdot M^2}{1 + 0.2 \cdot M^2} \cdot \frac{\delta M}{M}; \quad (3.2)$$

$$\frac{\delta p_s}{q_{sp}} = -\left[ \frac{1}{(1 + 0.2 \cdot M^2)^{3.5}} - 1 \right] \cdot \frac{1.4 \cdot M^2}{1 + 0.2 \cdot M^2} \cdot \frac{\delta M}{M} \quad (3.3)$$

Įvertinus statinio slėgio paklaidas santykiniais dydžiais nesunku nustatyti, kaip kis orlaivio įrangos matuojamo skrydžio aukščio ir greičio paklaidos.

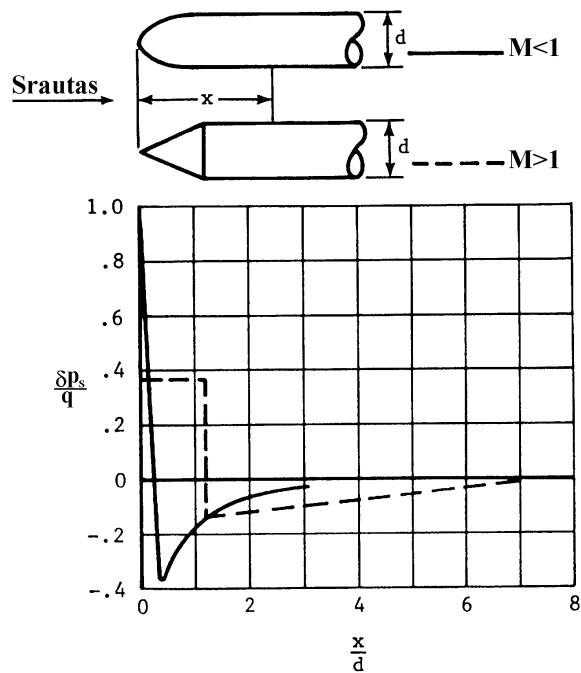
### 3.2.1. Statinio slėgio imtuvai

Kaip jau minėta šio skyriaus pradžioje, statinio slėgio matavimai yra žymiai sudėtingesni nei pilnojo slėgio matavimai. Tai įtakoja srauto aptekančio kūną savybė keisti statinį slėgį išilgai srauto linijų taškų arti kūno paviršiaus. Statinio slėgio kitimas priklauso nuo srauto greičio, kurį įtakoja aptekamo kūno geometrija. Dėl šių priežasčių, matuojant vidiniais ar išoriniais imtuvais, statinio

slėgio tikslumas labai priklauso nuo daugybės imtuvų ir jų angų geometrinių parametru, bei srauto savybių.

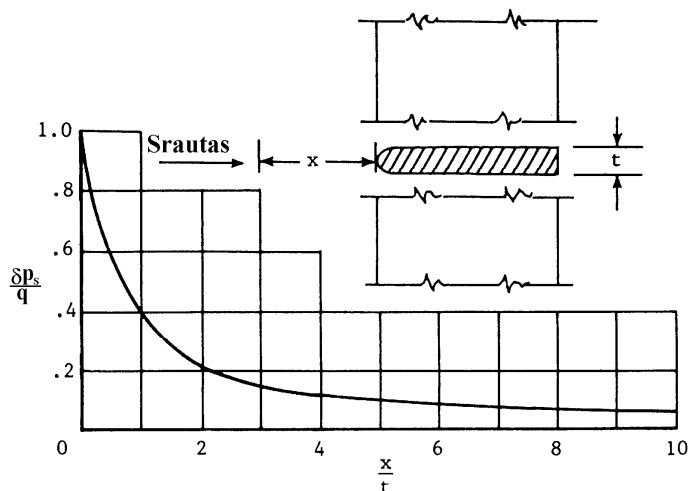
Panagrinėkime aptekancio srauto Reinoldso skaičiaus ( $Re$ ) įtaką statinio slėgio matavimams esant dideliems greičiams. Buvo atlikti bandymai su statinio slėgio matavimo vamzdeliais, kurių skersmenys  $1,52\text{ mm}$ ,  $3,18\text{ mm}$  ir  $6,35\text{ mm}$ , Reinoldso skaičius kito nuo  $3000$  iki  $53000$  ir angos, ir vamzdelio skersmenų santykis buvo keičiamas nuo  $0,04$  iki  $0,33$  [3]. Šio bandymo rezultatai neparodė jokio pastebimo statinio slėgio pasikeitimo. Tačiau klampumo efektas, esant mažiems Reinoldso skaičiams, yra vis dar nežinomas, ir bandymai, esant dideliems greičiams, parodė, kad to negalima neįvertinti [3].

Panagrinėkime statinio slėgio imtuvus (vamzdelius), orientuotus lygiagrečiai srautui. Paprastai ikigarsiniams greičiams naudojami slėgio matavimo vamzdeliai, turintys užapvalintą priekinę dalį, o viršgarsiniams naudojami vamzdeliai, turintys kūginę priekinę dalį. Matuojamojo statinio slėgio dydis statinėje oro slėgio imtuvo kameroje priklauso nuo priekinės dalies formos ir atstumo nuo priekio iki statinių skylių plokštumos. Tai galima aiškiai matyti iš teorinio slėgio pasiskirstymo ant dviejų simetriškų kūnų parodytų 3.8 pav. Akivaizdu, kad arti priekio slėgis yra stipriai įtakojamas, tačiau, didėjant atstumui, slėgis artėja prie nesutrikdyto srauto statinio slėgio reikšmės. Šis matuojamo slėgio priartėjimas prie tikrosios reikšmės vyksta didesniame atstume nuo priekio (toliau pasroviui) viršgarsiniam vamzdeliui (3.8 pav.). Lockas atliko bandymus su trimis vamzdeliais, ikigarsiniais greičiais nuo  $0,3M$  iki  $0,95M$  ir šią teoriją patvirtino eksperimentiškai [3]. Jo atliktų eksperimentų su trimis pusrutulio formos priekinės dalies vamzdeliais rezultatai parodė, kad, kai slėgio angos išdėstytos  $6$  ar daugiau vamzdžio skersmenų atstumu nuo priekinės dalies, statinio slėgio paklaidos yra nykstamai mažos ir artimos viena kitai. Atlikus bandymus su viršgarsiniais (kūginio priekio) statinio slėgio matavimo vamzdeliais, šis slėgio angų išdėstymo atstumas (prie kurio paklaidos nykstamai mažos) siekė  $8$  ir daugiau vamzdelio skersmenų [1]. Šiuos tyrimo rezultatus patvirtino ir Holderis [3].



**3.8 pav.** OSI matuojamo statinio slėgio paklaidos priklausomybė nuo priekinės dalies formos ir atstumo nuo priekio iki statinių angų plokštumos

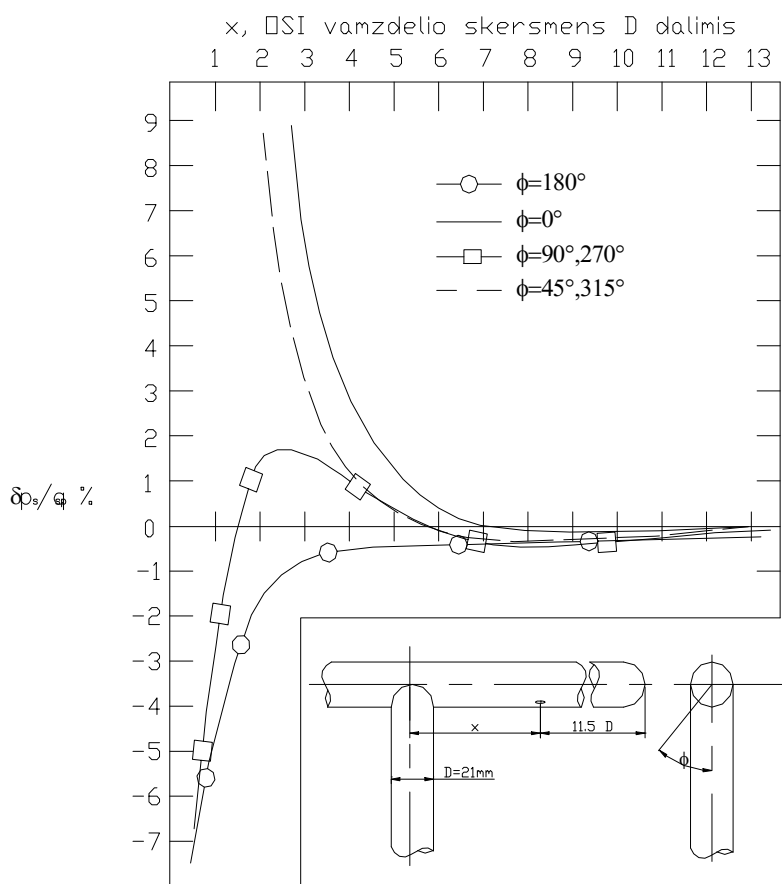
Statinio slėgio matavimams taip pat didelę įtaką turi vamzdelio tvirtinimo konstrukcija. Statmenojo tvirtinimo OSI matavimams įtakoja tvirtinimo kotas, o išilginio tvirtinimo OSI – tvirtinimo žiedas. 3.9 pav. parodyta teorinė tvirtinimo koto įtaka begalinio ilgio OSI statinio slėgio matavimams, esant įvairiems angų plokštumos atstumams nuo tvirtinimo atramos (koto) priekio [1]. Ši paklaidų pasiskirstymo kreivė tinka nespūdžioms dujoms ir ikigarsiniams greičiams. Statinio slėgio padidėjimas tvirtinimo atramos priekyje (priešais srautą) vadinamas blokavimo efektu.



**3.9 pav.** Statmenojo tvirtinimo OSI vamzdelio blokavimo efekto tyrimo rezultatai

Merriam ir Spaulding [3] nustatė, kad blokavimo efektas nesuspaudžiamame sraute nepriklauso nuo tvirtinimo koto ir matavimo vamzdelio sujungimo tipo, kai  $x/t > 4$ , čia  $x$  - atstumas tarp koto ir statinio slėgio angos,  $t$  - koto skersmuo.

Statinio slėgio paklaida, atsirandanti dėl blokavimo efekto, sparčiai mažėja didėjant atstumui nuo koto (žiūr. 3.9 pav.). Tačiau angoms, nesančioms tiesiai prieš kotą, teoriškai neturėtų būti blokavimo efekto. Tai įrodė eksperimentiniai rezultatai, kuriuos paskelbė Hubbart (žiūr. 3.10 pav.) [3]. Šie rezultatai buvo gauti tiriant koto efektą vienai angai. Statinis vamzdis buvo pritvirtintas 300 mm skersmens aerodinaminio vamzdžio centre. Anga buvo padaryta pakankamai toli nuo statinio vamzdelio nosies, siekiant sumažinti jos sukeliama paklaidą.

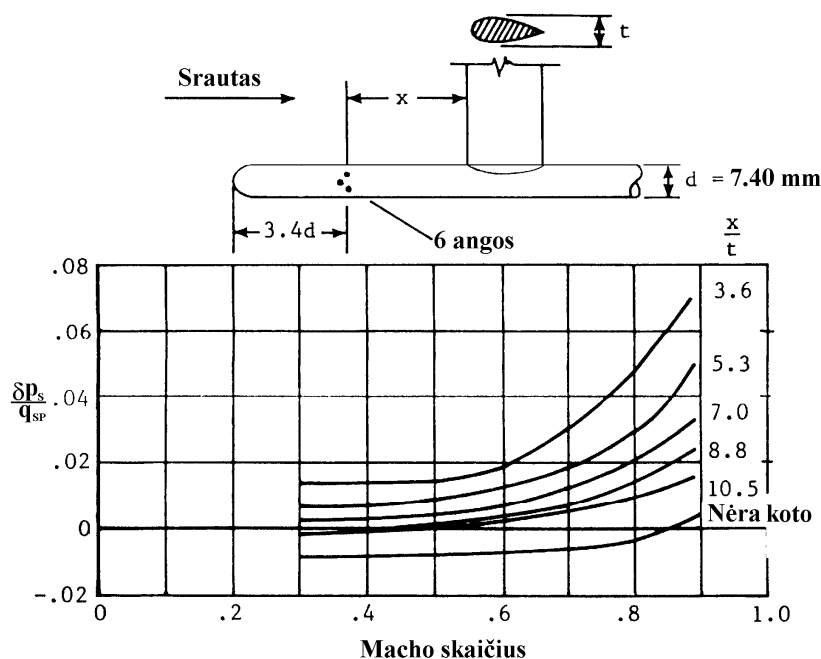


**3.10 pav.** Blokavimo efekto tyrimas angoms, esančioms tam tikru kampu nuo koto

Lockas tyrinėjo aptakaus koto (turinčio aerodinaminį arba panašų į aerodinaminį profilį) įtaką statinio slėgio matavimams, esant iki garsiniams greičiams [3]. Tyrimo rezultatai, pateikti 3.11 pav., rodo, kad statinio slėgio paklaida mažėja didėjant matavimo angų atstumui prieš kotą. Kai padėtis yra fiksuota, paklaida išlieka iš esmės pastovi, esant srauto greičiui iki  $M=0,5$  ir sparčiai didėja toliau didinant srauto greitį  $M>0,5$ . Angoms, esant apie  $10t$  ( $t$  – koto skerspjūvio storis plokštumoje statmenoje srautui) atstumu prieš kotą, statinio slėgio paklaida lygi 0,5 procento nuo



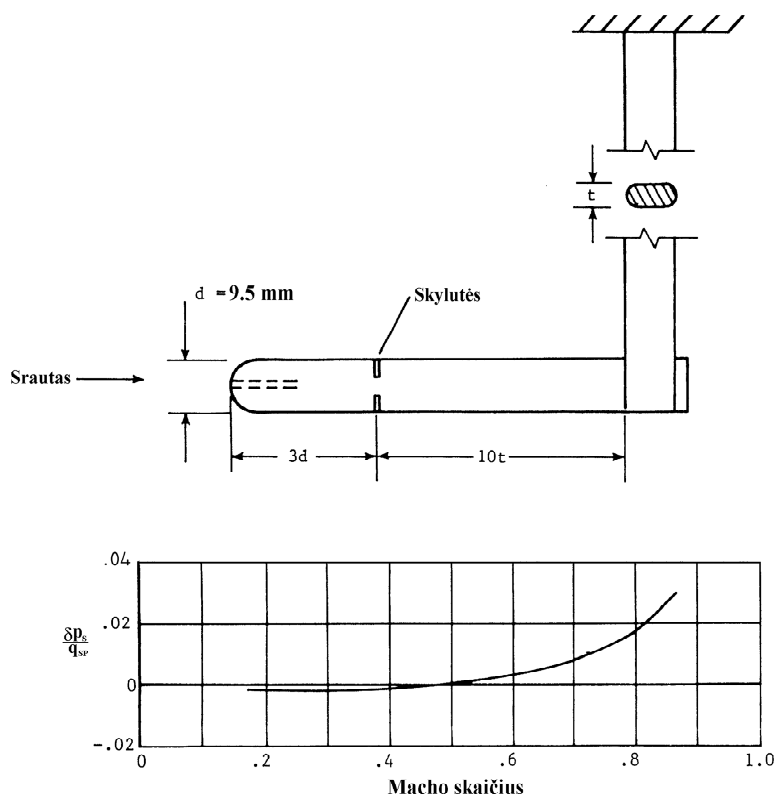
dinaminio slėgio, esant Macho skaičiui iki 0,7. Tačiau rezultatai buvo gauti žymiai įtakojant priekinei daliai, kadangi statinės oro slėgio angos nuo priekio buvo išdėstytos tik atstumu lygiu trimis vamzdelio skersmenims [3].



**3.11 pav.** Locko, aptakaus koto įtakos statinio slėgio matavimams, tyrinėjimų rezultatai

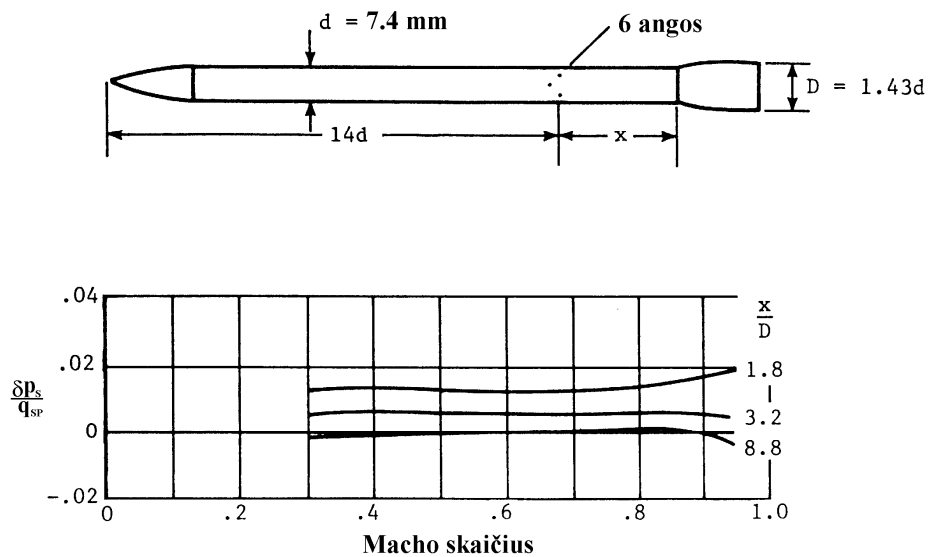
Ankstesni ikigarsiniai statinio slėgio vamzdeliai turėjo nedidelį angų atstumą nuo tvirtinimo koto ir dar mažesnę angų atstumą nuo vamzdelio priekio. Šiems vamzdeliams blokavimo efektas kompensuodavo vamzdelio priekinės dalies sukiamas paklaidas. Vienas iš žinomiausių tokių vamzdelių yra Prantlio kombinuotas Pito – statinio slėgio vamzdelis (žiūr. 3.12 pav.) [1]. Šiam vamzdeliui matuojamo statinio slėgio paklaida artima nuliui, kai srauto greitis nedidesnis nei  $0.55 M$ , toliau didinant srauto greitį paklaida sparčiai didėja. Blokavimo efekto teigiamą įtaką, kompensuojant priekinės dalies sukiamas paklaidas, galima pastebėti palyginus statinio slėgio matavimo rezultatus matuojant OSI be koto ir su koto, kai  $x/t = 10.5$  (žiūr. 3.10 pav.).

Taip pat buvo ištirta koto įtaka matuojamam statiniam slėgiui, esant viršgarsiniams greičiams. Halder paskelbė, kad kotas turi būti mažiausiai  $13$  vamzdelio diametru atstumu nuo oro slėgio skylių [3]. Tai galioja visiems išnagrinėtiems statinio slėgio imtuvams, kuriais buvo tyrinėjama priekinės dalies įtaka statinio slėgio paklaidai, išskyrus kvadratinio priekio OSI vamzdelį, kuriam koto atstumas nuo oro slėgio skylių gali būti  $6$  ar  $7$  vamzdelio diametrai. Tai galima paaiškinti tuo, kad kvadratinis vamzdelio priekis srautą sujaukia tiek, kad sutrikdyto srauto neigiamą statinio slėgio paklaidą kompensuoja OSI tvirtinimo kotas.

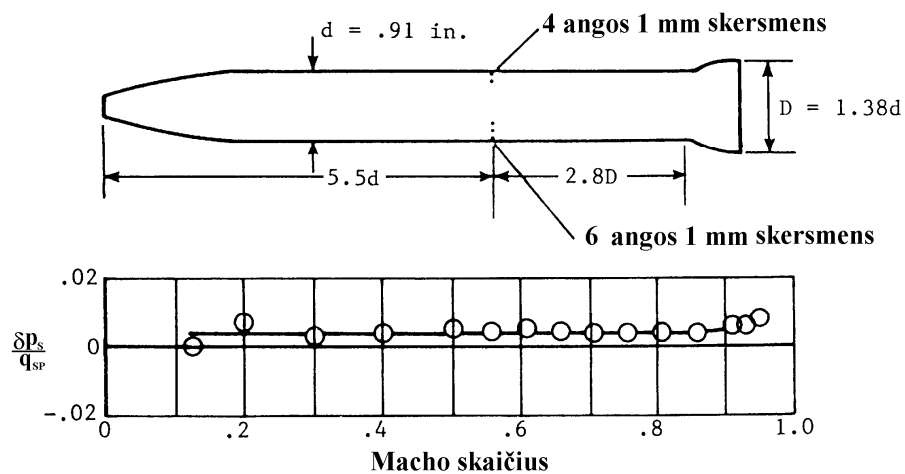


**3.12 pav.** Prantlio kombinuotas Pito - statinio slėgio vamzdelis

Dabar labai paplitę statinio slėgio imtuvai, turintys išilginę tvirtinimo konstrukciją. Jie yra ilgesni ir statinio slėgio angos išdėstytos toliau nuo priekinės dalies. Tačiau, nors slėgio matavimo angų atstumas nuo tvirtinimo žiedo yra mažesnis, blokavimo efektas yra žymiai mažesnis ir mažiau kinta keičiantis srauto greičiui, nei statmenojo tvirtinimo vamzdeliams [1]. Taip pat svarbu atkreipti dėmesį, kad tokiems vamzdeliams bet kuriame skerspjūvio apskritimo taške blokavimo efektas yra vienodas. Tokio išilginio tvirtinimo vamzdelio blokavimo paklaidų priklausomybė nuo greičio ir angų išdėstymo atstumo nuo žiedo pradžios parodyta 3.13 pav. Šie bandymų rezultatai gauti, esant žiedo ir slėgio daviklio OSI vamzdžio skersmenų santykiui  $1.43$ , esant didesnėms šio santykio reikšmėms žiedo blokavimo efektas bus didesnis.



**3.13 pav.** Išilginio tvirtinimo OSI vamzdelio blokavimo efekto tyrimo rezultatai

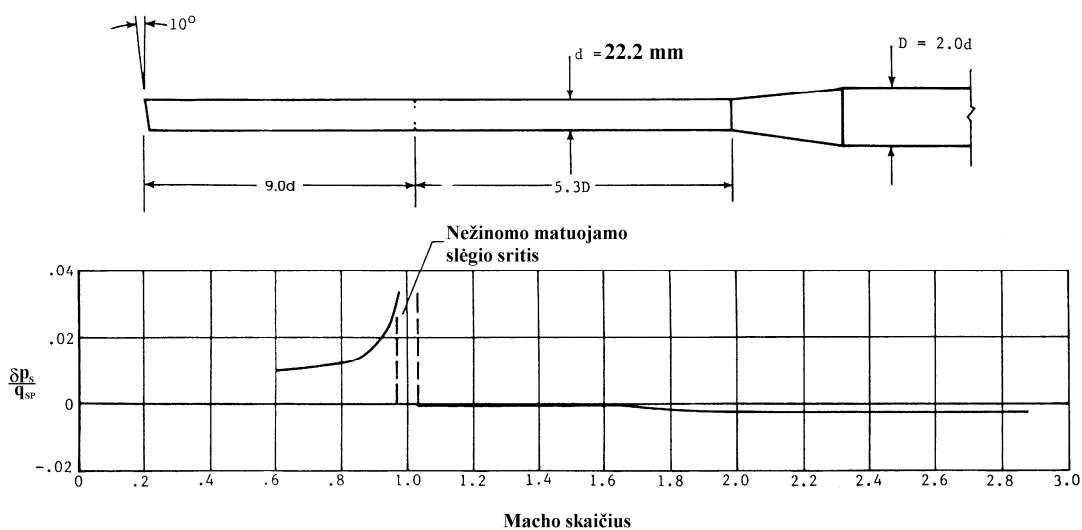


**3.14 pav.** Standartinio, serijinės gamybos OSI vamzdelio blokavimo efekto tyrimas

Šiuo metu serijinėje gamyboje labai paplitęs kombinuotas Pito – statinis OSI, turintis išilginio tvirtinimo konstrukciją, pateiktas 3.14 pav. Šio imtuvo blokavimo paklaida ikigarsiniams greičiams yra pastovi ir siekia puse procento nuo  $q_{sp}$  [1].

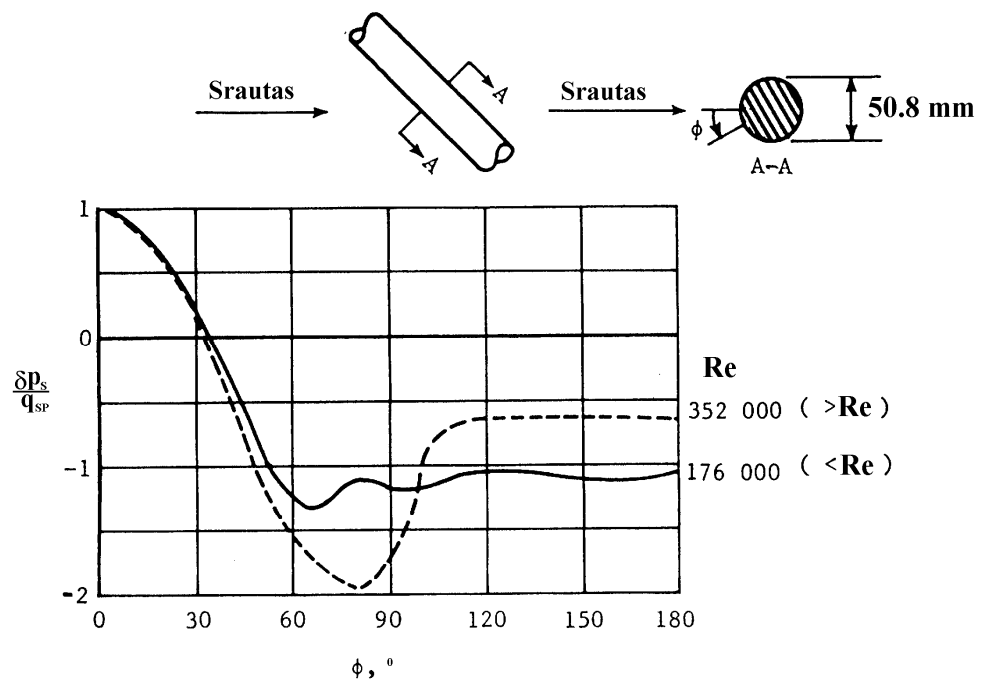
Nagrinėjant išilginio tvirtinimo OSI blokavimo efekto įtaką statinio slėgio matavimams prie didelių ikigarsinių ir viršgarsinių greičių, buvo pastebėtas staigus statinio slėgio paklaidų pasikeitimas, pereinant garso greitį (žiūr. 3.15 pav.). Esant dideliems ikigarsiniams greičiams  $M = 0.8$ , toliau didinant greitį paklaidos intensyviai didėja. Tačiau pasiekus greitį, artimą garso greičiui, staiga paklaidos sumažėja iki nulio ir toliau didinant viršgarsinį greitį paklaidos išlieka

labai mažos. Toks paklaidų šuoliškas padidėjimas ir sumažėjimas atsiranda dėl sutankėjimo šuolio bangos, kuri pasiekus greitį artimą garso greičiui pereina per slėgio matavimo angas ir sustoja vamzdelio gale. Šis sutankėjimo šuolio bangos perėjimas išsamiau nagrinėjamas vėlesniame skyriuje [1].



**3.15 pav.** Išilginio tvirtinimo OSI vamzdelio blokavimo efekto tyrimo dideliais ikigarsiniais ir viršgarsiniais greičiais rezultatai

Kalbant apie statinio slėgio matavimus svarbu paminėti, kad statinis vamzdelis yra žymiai jautresnis slydimo ar atakos kampams negu pilnojo slėgio vamzdelis. Tai yra dėl statinio slėgio pasiskirstymo, atsirandančio ant srauto atžvilgiu pakrypusio statinio oro slėgio imtuvo. Ši nevienodą slėgio pasiskirstymą sukuria srauto komponentės statmenos imtuvo vamzdeliui. Panagrinėkime begalinio ilgio vamzdelio, orientuoto 45 laipsnių kampu srauto atžvilgiu, santykinės statinio slėgio paklaidas (žiūr. 3.16 pav.). Tegul vamzdelis turi vieną statinio slėgio matavimo skylutę, kurios padėtį srauto atžvilgiu galime keisti pasukus vamzdelį, o srauto greitis lygus  $0.2 M$ . Tokius bandymus, prie skirtingų Reinoldso skaičių atliko Williams J. 1951 m [1]. Iš gautų rezultatų 3.16 pav. matome, kad esant angos padėčiai  $\pm 35$  laipsniai nuo srauto sustabdymo taško skerspjuvio atžvilgiu matuojamas tikrasis statinis slėgis. Esant mažesniai angos padėties kampui, statinis slėgis turi teigiamą paklaidą, o didesniai – neigiamą.

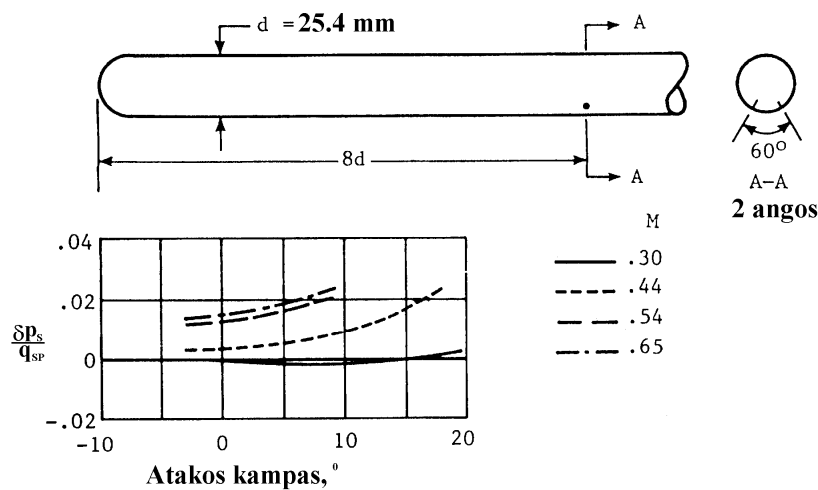


**3.16 pav.** Matuojamo statinio slėgio paklaidų tyrimas, esant įvairioms matavimo angos padėtimis srauto atžvilgiu

Taigi, nejautrumas statinio imtuvo vamzdelio nukrypimams nuo srauto krypties gali būti įvykdytas šiais metodais:

1. Padarant dvi kiaurymes perimetro padėtyje apie  $\pm 35$  laipsniai;
2. Išdėstant angas ant vamzdelio skerspjūvio viršaus ir dugno taip, kad būtų pasiektas kompensavimo efektas.

Pirmuoju metodu dviejų slėgio matavimo angų išdėstymo kampas tiksliai nustatomas eksperimentiniu būdu. Šis kampas gali kisti nuo  $\pm 30$  iki  $\pm 41.5$  laipsnių. Be to šis metodas gali būti naudojamas tik tuo atveju, jeigu srauto krypties pokyčiai yra iš anksto žinomi [1]. Tokio statinio vamzdelio (angos išdėstytos  $\pm 30$  laipsnių) matavimo paklaidų pasiskirstymas priklausomai nuo atakos kampo ir srauto greičio parodytas 3.17 pav.

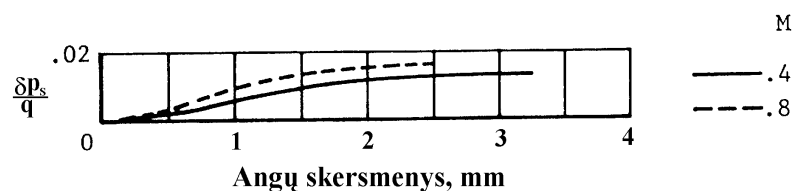


**3.17 pav.** Statinio OSI, kurio angos išdėstytos  $\pm 30$  laipsnių kampu nuo skerspjuvio apačios, matavimo paklaidų pasiskirstymas priklausomai nuo atakos kampo ir srauto greičio

Antrajai, matuojamo statinio slėgio nejautrumo srauto nukrypimams, procedūrai įvykdyti reikalingos mažiausiai šešios, tolygiai išdėstytos aplink statinio imtuvo skerspjuvio perimetrą, slėgio angos. Tačiau pastaroji negarantuoja gero kompensavimo [1].

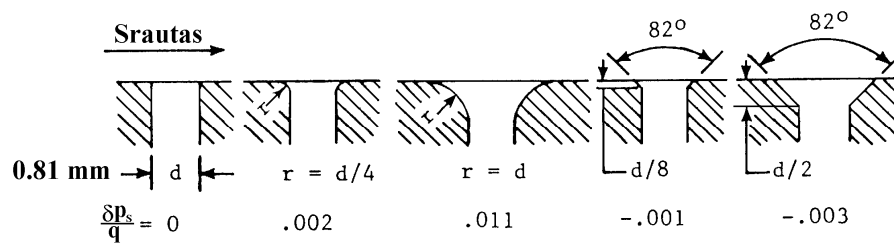
Statinio slėgio matavimo vamzdeliui kaip ir Pito vamzdžiui, slydimo ir atakos kampų poveikio charakteristikos priklauso nuo imtuvo priekinės dalies formos [3].

Statinio slėgio matavimams taip pat įtakos turi matavimo angų dydis ir forma. Angos skersmens įtaka statinio slėgio matavimams, kai anga turi statmeną (aštrią) briauną, parodytą 3.18 pav. [1]. Iš šio paveikslo matome, kad angos dydžio sukelta paklaida didėja didėjant srauto greičiui. Kai imtuvas turi daug statinio slėgio matavimo angų (pvz.:6), tai angų skersmuo paprastai būna 1 mm, bet kai yra tik kelios angos, jų skersmuo paprastai būna nuo 1.5 iki 2 mm.



**3.18 pav.** Angos skersmens įtaka statinio slėgio matavimams

Angos formos įtaka statinio slėgio matavimams parodyta 3.19 pav. [1]. Čia angos formos sukeltos statinio slėgio paklaidos lyginamos su stačiakampę briauną turinčios angos paklaida, kuri duotu atveju yra labai maža, todėl prilyginama nuliui. Iš 3.19 pav. pateiktų duomenų galima teigti, kad kuo labiau užapvalinta arba kuo didesnė angos briaunos nuožulą, tuo didesnės statinio slėgio paklaidos [1].



**3.19 pav.** Angos formos įtaka statinio slėgio matavimams

Angos dydžio ir formos sukeltos statinio slėgio paklaidos sumuojasi su imtuvo priekio, blokavimo efekto, montavimo vietos ir srauto nukrypimų sukeltomis paklaidomis.

### 3.2.2. Statinio slėgio imtuvų montavimas

Esant mažiems ikigarsiniams greičiams, ši paklaida labiau priklauso nuo keliamosios jėgos koeficiento. Taigi vietos paklaidos (paklaidos, atsirandančios dėl montavimo vietos) mažiems greičiams tikrinamos patikros metu skrendant nedideliame.

Statinio slėgio paklaidų, atsirandančių dėl montavimo vietos, kitimas priklausomai nuo keliamosios jėgos koeficiento žymiai skiriasi skirtingoms montavimo vietoms. Yra keturios tipinės statinio (arba kombinuoto) OSI montavimo vietos:

1. Fiuzeliažo priekyje;
2. Sparno gale;
3. Kilio viršuje;
4. Fiuzeliažo šone. Šioje vietoje įmontuoti oro slėgio imtuvai gali būti išoriniai ir vidiniai (dažniausiai vidiniai).

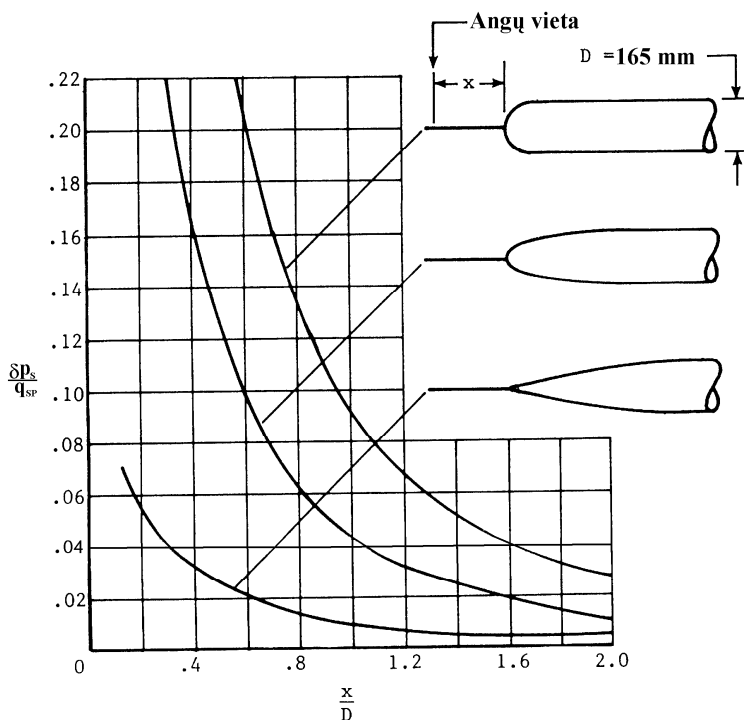
Kiekvienai montavimo vietai ikigarsiniams ir viršgarsiniams greičiams vietos paklaidos įvertinamos atskirai, tačiau gautos paklaidos tarpusavyje yra susietos [1].

Dėl statinio OSI montavimo atsirandančias paklaidas svarbu įvertinti visais skrydžio režimais, kadangi išleista sparnų mechanizacija ir/ar važiuoklė (tūpimo konfigūracija) įtakoja orlaivį aptekantį srautą.

Fiuzeliažo priekyje įmontuoto OSI matuojamo statinio slėgio paklaidos priklauso nuo fiuzeliažo priekio formos ir nuo maksimalaus jo skersmens.

Atlikus bandymus aerodinamiame vamzdyje su OSI pritvirtintais prie cilindrinų kūnų, turinčių skirtingos formos priekines dalis, paaiškėjo kūno priekinės dalies formos įtaka statinio slėgio matavimams [1]. Bandymai buvo atliekami su imtuvais, kurių angų atstumai nuo cilindrinio kūno priekio buvo skirtingi ir esant srauto greičiui lygiam  $0.2M$ , bei nuliniam slydimo ar atakos

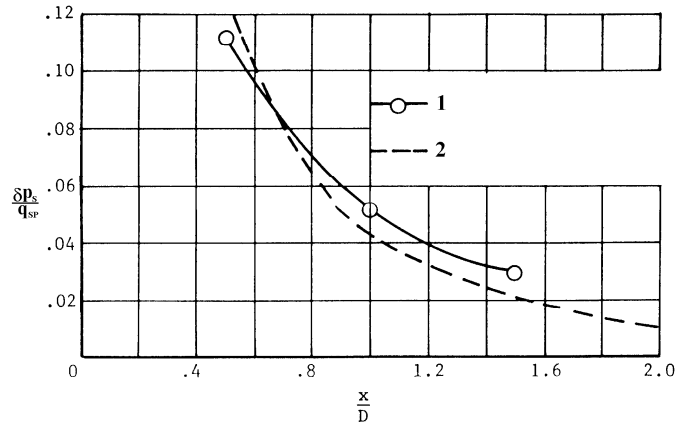
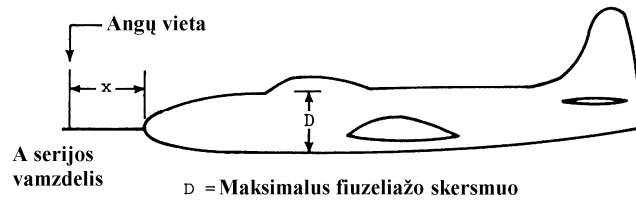
kampui (žiūr. 3.20 pav.). Bandyams pasirinkti cilindriniai kūnai imituoja orlaivio fiuzeliažą, kuris paprastai būna cilindrinės, arba artimos cilindriniai, formos. Šias statinio slėgio paklaidas sukelia ankstesniame skyriuje nagrinėtas blokavimo efektas. Iš 3.20 pav. matome, kad, esant OSI santykiniam angų atstumui lygiam  $x/D=1$  dydžiui, statinio slėgio paklaida sukeliama kūno, turinčio sferinį priekį ir lygi 9 procentui  $q_{sp}$ , o mažiausia paklaida sukeliama kūno, turinčio smailų priekį ir lygi 1 procentui  $q_{sp}$ . Taigi priekinės dalies forma turi didelę įtaką statinio slėgio matavimams, kai statinis OSI įmontuotas fiuzeliažo priekyje.



**3.20 pav.** Cilindrinio kūno priekio formos įtakos statinio slėgio matavimams tyrimo rezultatai, kai OSI tvirtinamas cilindrinio kūno priekyje

3.21 pav. palygintos realaus lėktuvo elipsinės formos fiuzeliažo priekio sukeltos statinio slėgio paklaidos su cilindrinio kūno, turinčio elipsinės formos priekį, paklaidomis, gautomis aerodinamiame vamzdyje (3.20 pav.). Lėktuvas buvo bandomas su skirtingais statinio slėgio imtuvais, turinčiais skirtingus angų atstumus nuo fiuzeliažo priekio. Skrydžiai buvo atliekami nedideliais ikigarsiniais greičiais ( $M = 0.37$ ) ir nedideliais atakos, bei slydimo kampais ( $C_L = 0.3$  ( $C_L$  - keliamosios jėgos koeficientas)) [1].

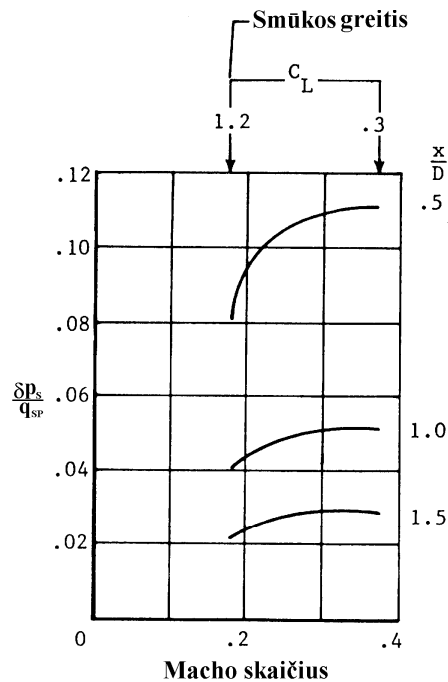
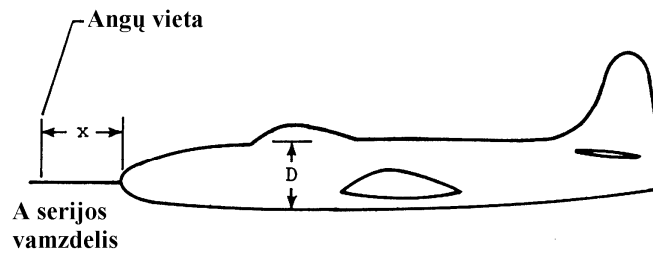




**3.21 pav.** Realaus lėktuvo fiuzeliažo priekio formos įtakos statinio slėgio matavimams palyginimas su cilindrinio kūno tyrimais aerodinaminiam vamzdyje:

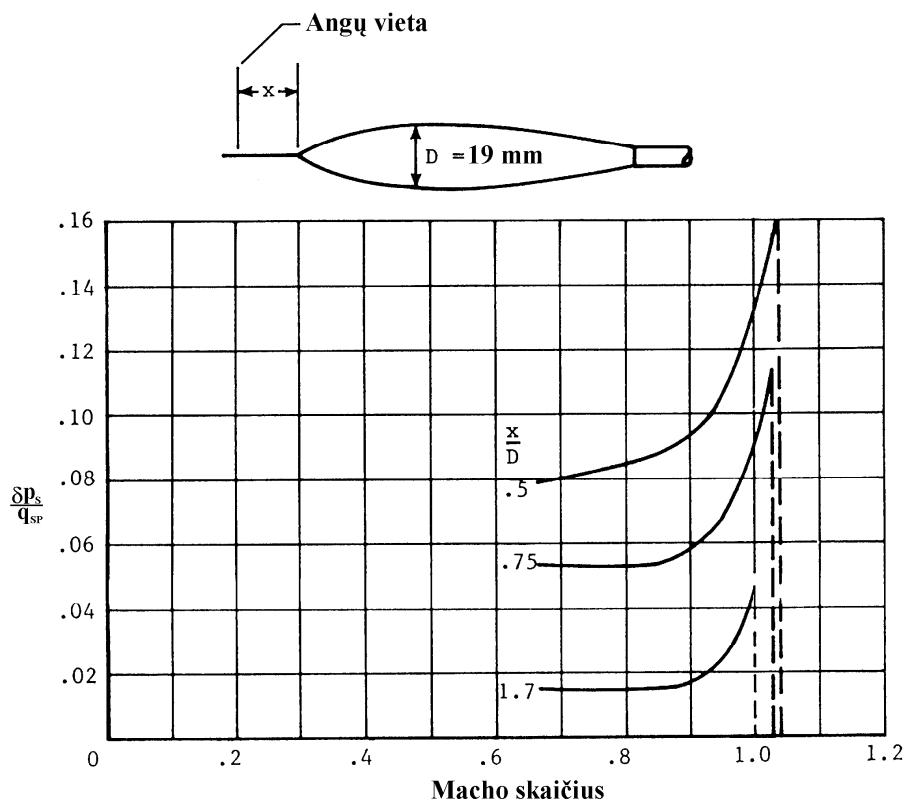
1 – lėktuvas ( $M = 0.37$  ir  $C_L = 0.3$ ); 2 – cilindrinis kūnas, turintis elipsinės formos priekį (žiūr. 3.20 pav.).

Paklaidų kitimas, priklausantis nuo skrydžio greičio, mažiems ikigarsiniams greičiams su trimis skirtingais angų atstumais nuo fiuzeliažo priekio parodytas 3.22 pav. Esant tokiems nedideliems greičiams, šios paklaidos labiausiai priklauso nuo keliamosios jėgos koeficiento (arba atakos kampo), kuris smūkos greičiui lygus  $C_L = 1.2$  ir maksimaliam bandymų greičiui lygus  $C_L = 0.3$  [1]. Šiems bandymams buvo naudojami modifikuoti statinio slėgio vamzdeliai, kurių jautrumas atakos kampo padidėjimams yra sumažintas.



**3.22 pav.** Fiuzeliažo priekyje įmontuoto statinio OSI matuojamo slėgio paklaidų kitimas kintant skrydžio greičiui

Tiriant fiuzeliažo priekyje įmontuoto statinio imtuvo matavimo paklaidas dideliais ikigarsiniais ir viršgarsiniais greičiais tyrimams aerodinaminiam vamzdyje buvo naudojamas modelis (simetrinis kūnas), kurio profilis panašus į bandomojo lėktuvo X – 1 fiuzeliažo profilį [1]. Buvo atliekami bandymai su trimis statinio slėgio matavimo vamzdeliais, kurių angų atstumai nuo modelio priekio buvo skirtingi. Iš šių bandymų gautų rezultatų (žiūr. 3.23 pav.) ir blokavimo efekto tyrimo rezultatų kreivių (žiūr. 3.22 pav.) palyginimo matome neabejotiną panašumą. Taigi blokavimo efekto ir fiuzeliažo priekio sukeltos paklaidos kinta analogiškai.



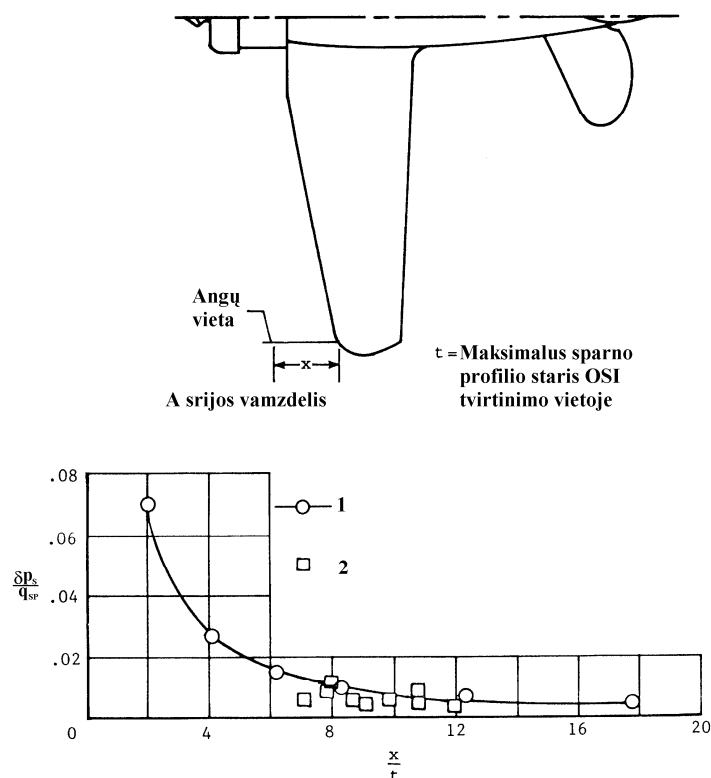
**3.23 pav.** Fiuzeliažo modelio priekyje įmontuoto statinio imtuvo matavimo paklaidų, dideliais ikigarsiniais ir viršgarsiniais greičiais, tyrimo aerodinaminiam vamzdyje, rezultatai

Pirminis paklaidos, esant dideliame ikigarsiniam greičiui, didėjimas atsiranda dėl apskritiminių sutankėjimo linijų, kurios centras storiausia modelio (orlaivio) vieta (žiūr. 3.4 pav.). Šios sutankėjimo linijos izoliuoja sumažėjusio statinio slėgio sritį modelio (orlaivio) gale, o priekinėje dalyje yra padidėjusio slėgio sritis. Didėjant greičiui šios apskritiminės linijos traukiasi atgal ir, kai srauto greitis pereina garso greičio ribą, susiformuoja statmena sutankėjimo šuolio banga. Ši banga susiformuoja OSI vamzdelio priekyje, todėl slėgis ir toliau intensyviai didėja.

NACA atliko fiuzeliažo priekyje įmontuotų statinių OSI paklaidų tyrimą penkiais skirtingais lėktuvais, turinčiais smailią priekinę fiuzeliažo dalį. Bandymai buvo atliekami dideliais ikigarsiniais greičiais. Lėktuvai turėjo įvairios serijos OSI su skirtingais matavimo angų atstumais nuo fiuzeliažo priekio.

Prie sparno statinio slėgio imtuvo matuojamo slėgio paklaidos priklauso nuo OSI tvirtinimo vietoje, esančio sparno profilio formos maksimalaus storio ir nuo OSI atstumo nuo fiuzeliažo. Siekiant išvengti surikdyto srauto, sukuriama sparno mechanizacijos, važiuoklės, sraigto ar reaktyvinio variklio išmetamų dujų įtakos statinio slėgio matavimams, imtuvas tvirtinamas sparno gale (toliau nuo fiuzeliažo).

3.24 pav. pavaizduoti statinio OSI, įmontuoto sparno gale ir turinčio šešias slėgio matavimo angas, bandymų rezultatai. Šiuose bandymuose buvo keičiamas angų atstumas nuo sparno priekinės briaunos (išreikštas santykiu su maksimaliu sparno storiu toje vietoje) [1]. Srauto greitis buvo pastovus ir lygus  $0.2 M$ , o keliamosios jėgos koeficientas  $C_L = 0.2$ . Iš bandymų rezultatų matome, kad didelės statinio slėgio paklaidos yra matavimo angoms, esant arti sparno ir didinant angų atstumą nuo priekinės sparno briaunos paklaidos mažėja. Esant santykiniam angų atstumui didesniai nei  $x/t = 10$ , sparno įtaka statinio slėgio paklaidoms nežymi (žiūr. 3.24 pav.).

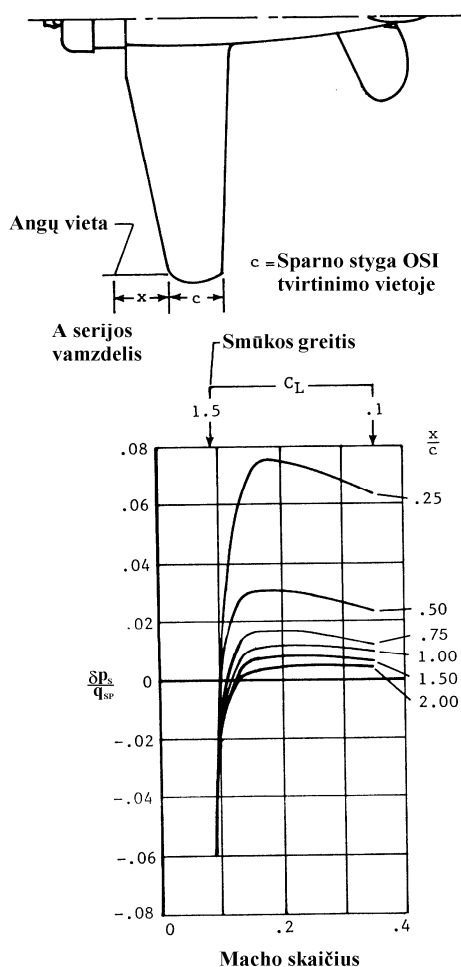


**3.24 pav.** Sparno gale įmontuoto statinio OSI sukeltųjų paklaidų tyrimo rezultatai:

1 – ankščiau parodytas lėktuvas, keičiamas  $\frac{x}{t}$ , o  $C_L = 0.2$  ir  $M = 0.3$  yra pastovūs; 2 – devyni skirtingi lėktuvai, turintys skirtingus sparno profilius, tačiau vienodas stygą  $c$ , angų išdėstymo atstumus  $x$  ir  $C_L \approx 0.2$ .

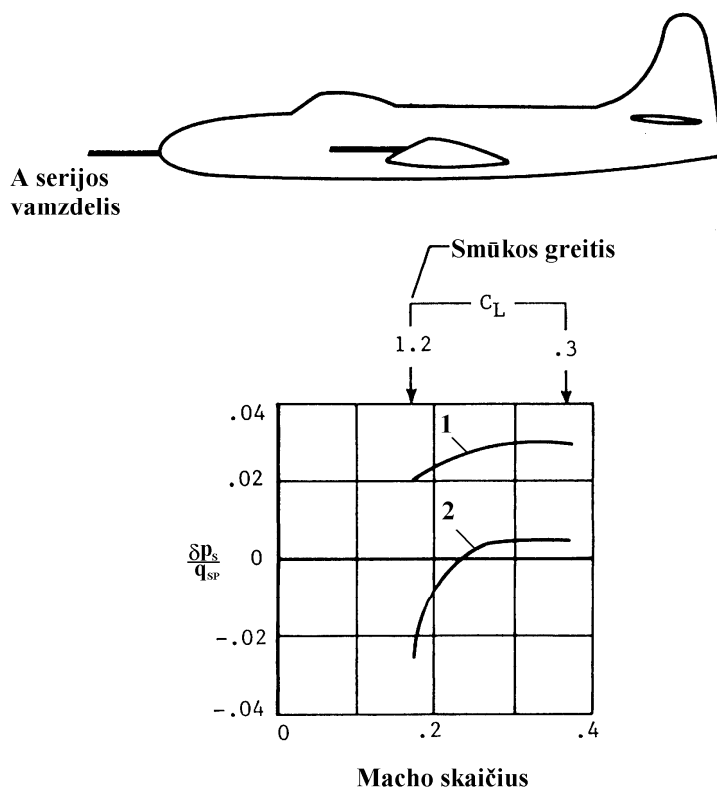
Taip pat buvo atlikti devynių skirtingų lėktuvų statinio OSI tvirtinimo vietoje, turinčių vienodą profilio stygą  $c$ , statinio slėgio paklaidų tyrimo bandymai (3.24 pav.) [1]. Šiais bandymais buvo siekiama nustatyti sparno profilio įtaką prie sparno pritvirtinto statinio imtuvo matavimams. Visi lėktuvai turėjo A serijos statinio slėgio matavimo vamzdelius, kurių angų atstumai nuo sparno buvo vienodi, taip pat šie lėktuvai turėjo panašų keliamosios jėgos koeficientą. Slėgio matavimo angų atstumai, lyginant su ankščiau nagrinėto lėktuvo (kurio bandymų rezultatai parodyti tame

pačiame 3.24 pav.) profilio storiu  $t$ , yra lygūs  $x/t = 8$ . Nors visų devynių lėktuvų profiliai buvo skirtingi, išmatuoto statinio slėgio paklaidos skiriasi nežymiai (žiūr. 3.24 pav.). Todėl galima teigti, kad sparno profilio formos įtaka statinio slėgio matavimams yra nežymi [1].



**3.25 pav.** Sparno gale įmontuoto statinio OSI sukeliamų paklaidų, esant mažiems greičiams, tyrimo rezultatai

Matuojamo statinio slėgio paklaidų kitimas, esant mažiems greičiams ir šešioms skirtingiems angų atstumams nuo sparno priekinės briaunos, parodytas 3.25 pav. Šiame paveiksle slėgio matavimo angų atstumas lyginamas su sparno styga statinio OSI tvirtinimo vietoje.

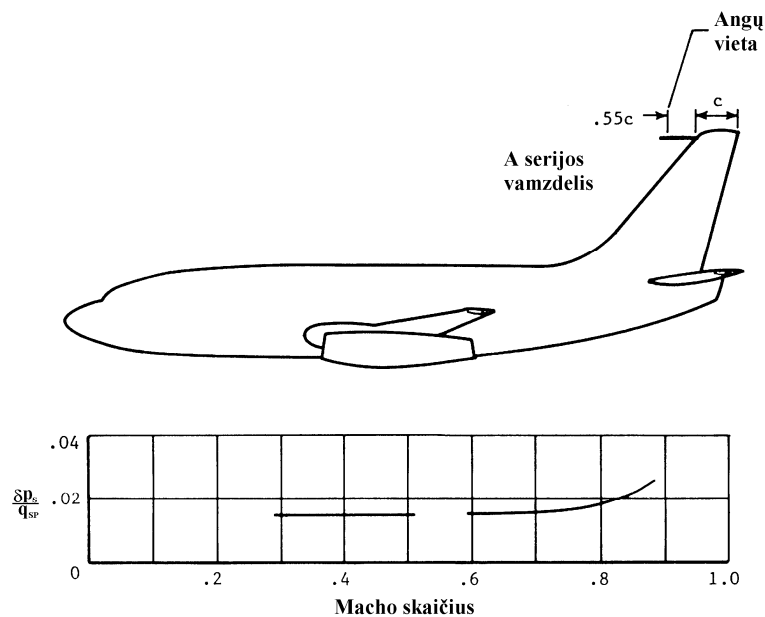


**3.26 pav.** Fiuzeliažo priekyje ir prie sparno įmontuotų statinių OSI, sukeliamų paklaidų palyginimas: 1 – fiuzeliažo priekyje įmontuotas statinis OSI; 2 – sparno gale įmontuotas statinis OSI.

Galima palyginti matuojamo slėgio paklaidų kitimą kintant greičiui, kai statinis OSI pritvirtintas fiuzeliažo priekyje ir kai pritvirtintas prie sparno. Imkime fiuzeliažo priekyje pritvirtintą A serijos statinio slėgio vamzdelį, kurio anų atstumas nuo fiuzeliažo priekio lygus  $1.5 D$  ( $D$  – maksimalus fiuzeliažo skersmuo), o sparno gale tokį pat vamzdelį, kurio anų atstumas nuo sparno priekinės briaunos taip pat lygus  $1.5 D$ . Atlikus bandymus nedideliais greičiais, paaiškėjo, kad matuojant statinį slėgį fiuzeliažo priekyje, paklaidos gaunamos didesnės, tačiau, matuojant sparno gale, keičiantis skrydžio greičiui, statinio slėgio paklaidų kitimo intervalas yra didesnis (žiūr. 3.26 pav.) [1]. Taigi, montuojant statinio slėgio imtuvą fiuzeliažo priekyje, lengviau kompensuoti statinio slėgio vietos paklaidas (atsirandančias dėl montavimo vietos), kadangi mažesnis paklaidų kitimo intervalas kintant greičiui. Kompensavimas atliekamas, matuojamą statinį slėgį duotame greičio intervale sumažinant tam tikru dydžiu. Kompensavimo esmė ir metodai bus aprašomi kitame skyriuje.

Montuojant statinio slėgio imtuvus kylio viršuje matuojamo slėgio paklaidų pasiskirstymas, priklausomai nuo greičio ir nuo anų išdėstymo, yra panašus kaip montuojant OSI sparno gale. Matuojant statinį slėgį kylio viršuje statinio slėgio paklaidos ikigarsiniams greičiams parodytos 3.27

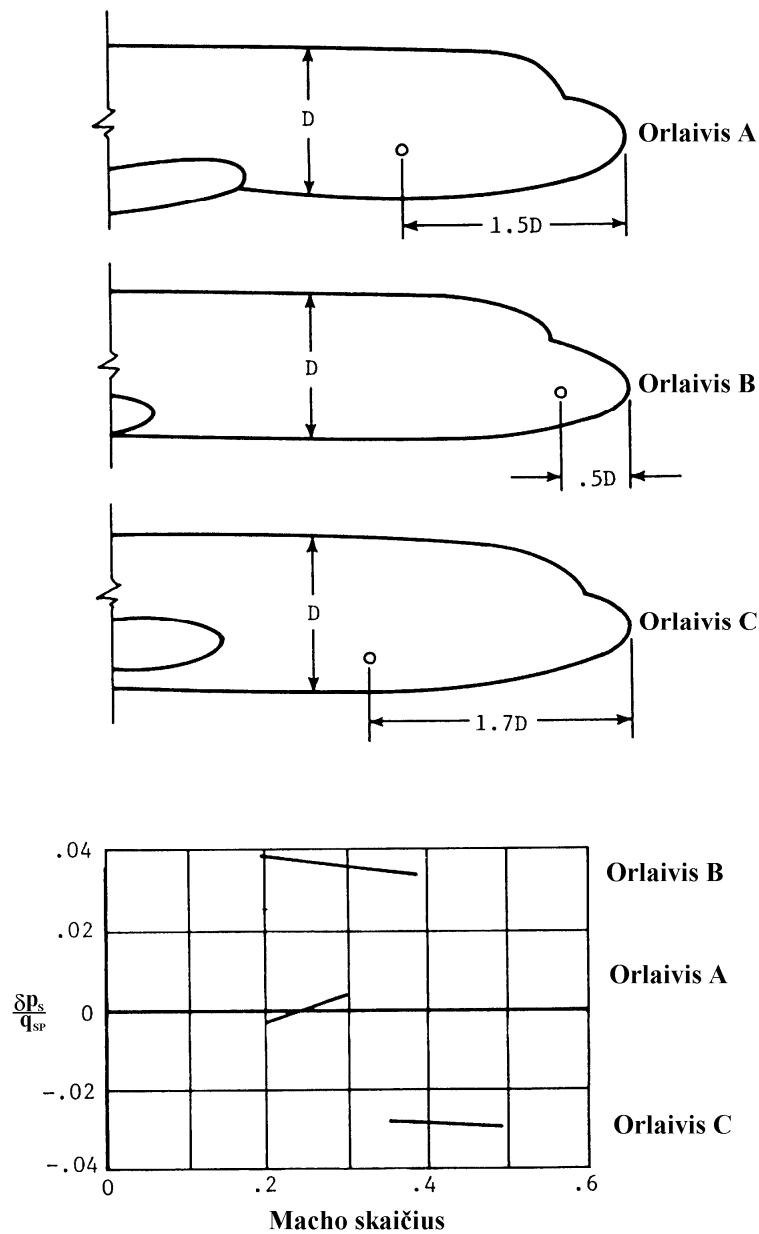
pav. Šiame paveiksle pateiktus bandymų rezultatus, kai slėgio matavimo angos išdėstytos  $0.55c$  ( $c$  – kylio styga OSI tvirtinimo vietoje) atstumu nuo kylio priekinės briaunos, galima palyginti su sparno gale pritvirtinto OSI, kurio slėgio matavimo angos išdėstytos  $0.5c$  atstumu nuo sparno priekinės briaunos, paklaidų pasiskirstymo kreive. Palyginus matome, kad, esant tam pačiam greičių intervalui paklaidų skaitinė reikšmė skiriasi 1 procentu  $q_{sp}$ . Matuojant statinį slėgį kylio viršuje, esant dideliems ikigarsiniams ir viršgarsiniams greičiams slėgio paklaidos kinta taip pat, kaip matuojant slėgį sparno gale. [1].



**3.27 pav.** Kilio viršuje įmontuoto statinio OSI sukeliama paklaidų, kintant greičiui tyrimo rezultatai

Taip pat statinis slėgis gali būti matuojamas fiuzeliažo šoninėje sienelėje padarytomis angomis. Šiuo atveju visas fiuzeliažas prilyginamas statinio slėgio vamzdeliui. Padarius šią prielaidą, galima teigti, kad matuojamo statinio slėgio tikslumas priklauso nuo angų išdėstymo atstumo fiuzeliažo priekio atžvilgiu (3.28 pav.), o jeigu fiuzeliažo išilginė simetrijos linija skrydžio metu yra orientuota tam tikru kampu srauto atžvilgiu, dar ir nuo angų išdėstymo kampo skerspjuvio apatinio taško atžvilgiu. Taip pat matuojamo slėgio tikslumui įtakos turi sparno ar variklio sutrikdytas srautas. Statinio slėgio matavimo angos, padarytos fiuzeliažo šoninėje sienelėje, vadinamos vidiniais statinio slėgio imtuvais.

Kadangi orlaivį aptakančio srauto skirtingose paviršiaus vietose statinis slėgis pastoviai kinta, yra sunku rasti tokias angų išdėstymo vietas, kur matuojamas slėgis būtų lygus aplinkos (nesutrikdyto srauto) statiniam slėgiui. Šiuo tikslu yra atliekami tikslaus orlaivio modelio bandymai aerodinamiame vamzdyje. Vėliau bandymų rezultatai tikslinami atliekant tikro lėktuvo bandomuosius skrydžius [1].

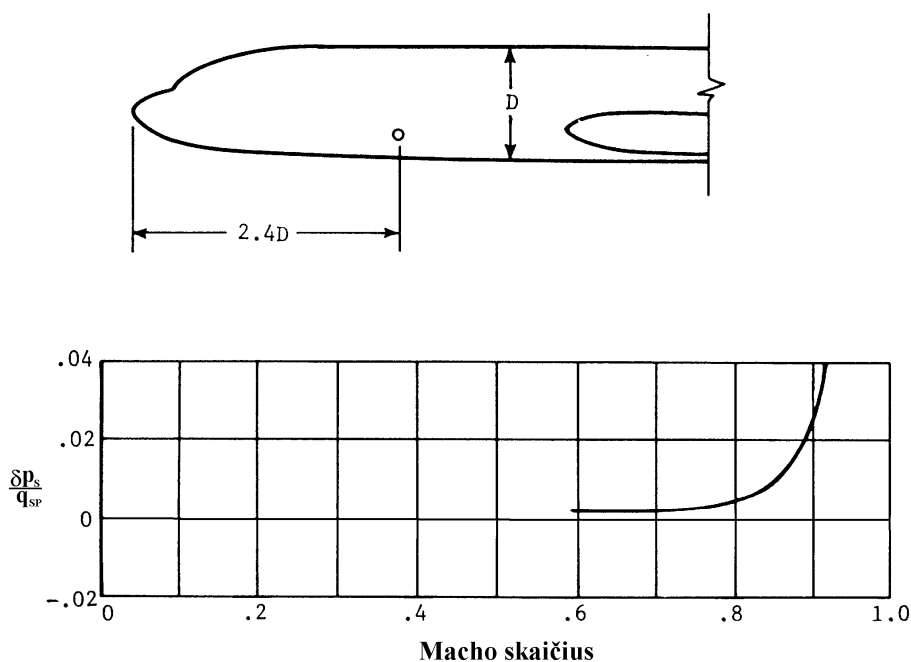


**3.28 pav.** Trijų skirtingų lėktuvų matuojamo statinio slėgio paklaidų pasiskirstymas, kintant skrydžio greičiui, kai slėgio matavimo angos įrengtos fiuzeliažo šoninėje sienelėje

Vidutiniais ikigarsiniais greičiais matuojant statinį slėgį fiuzeliažo priekyje prie sparno ar kylio, visuomet statinio slėgio paklaidos yra teigiamos. Tačiau šiame greičių intervale, matuojant statinį slėgį fiuzeliažo šone, paklaidos gali būti tiek teigiamos, tiek neigiamos ir tai priklauso nuo angų išdėstymo vietos (žiūr. 3.28 pav.) [1].

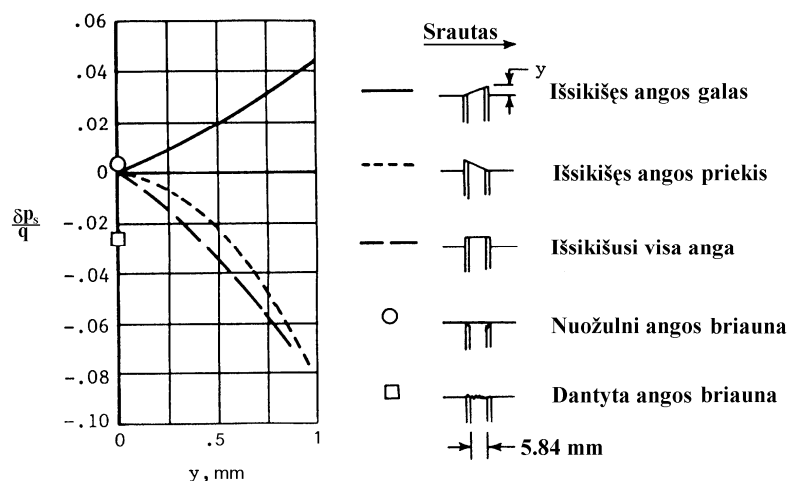
Esant dideliems ikigarsiniams greičiams, fiuzeliažo šone matuojamo statinio slėgio paklaidos, keičiantis greičiui, kinta panašiai, kaip matuojant statinio slėgio matavimo vamzdeliu. Pavyzdžiui: turboreaktyvinio transportinio lėktuvo matuojamo statinio slėgio (fiuzeliažo šoninėje sienelėje) paklaidos sparčiai didėja, viršijus  $0.8 M$  greičio reikšmę (žiūr. 3.29 pav.) [1].



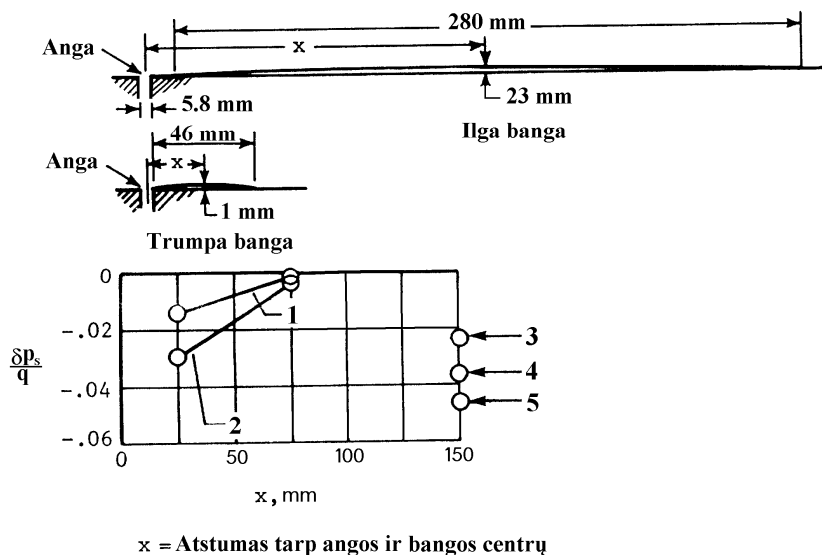


**3.29 pav.** Fiuzeliažo šoninėje sienelėje įmontuoto statinio OSI matuojamo slėgio paklaidų kitimas, kintant skrydžio greičiui, didelių ikigarsinių greičių intervalui

Fiuzeliažo šoninėje sienelėje montuojami statiniai OSI gali būti arba vienos (kartais dviejų) (iki  $10\text{ mm}$ ) didelių angų, arba daug mažų angų pavidalo. Naudojant vieną didelę angą, paprastai angos kraštai užsuka srautą ir matuojamas statinis slėgis padidėja [1]. Naudojant daug mažų angų, matuojamo slėgio tikslumas priklauso nuo angos briaunos formos, nes labai sudėtinga padaryti tikslios formos smulkias angas (tai aptariama ankstesniame skyriuje). Abejais matavimo atvejais matuojamas slėgis gali pasikeisti dėl fiuzeliažo apsiuvos netoli angų kontūrų pasikeitimo. Tokie pasikeitimai gali atsirasti dėl pažeidimų antžeminio aptarnavimo metu, apsiuvos taisymo arba orlaiviui senstant. Imituotų pažeidimų įtaka statinio slėgio matavimams (apsiuvos išgaubtumo, bei angos krašto formos netobulumo) buvo nustatyta bandymais (žiūr. 3.30 ir 3.31 pav.) [1]. Bandymų rezultatai parodė, kad netgi santykinai mažos angų kraštų deformacijos gali sukelti didelių matuojamo statinio slėgio paklaidų. Siekiant išvengti apsiuvos bangavimo galimybių, kuri atsiranda plonai apsiuvai, ir užtikrinti tolygią angos formą, kai kurie gamintojai įrengia storą apdirbto paviršiaus plokštelę, kuri padengia tam tikrą fiuzeliažo sienelės plotą aplink angas. Tokios plokštelės užtikrina matuojamo slėgio pastovumą visomis eksploatacijos sąlygomis [1].



**3.30 pav.** Angos, įmontuotos fiuzeliažo šoninėje sienelėje, formos netobulumo įtaka statinio slėgio matavimams



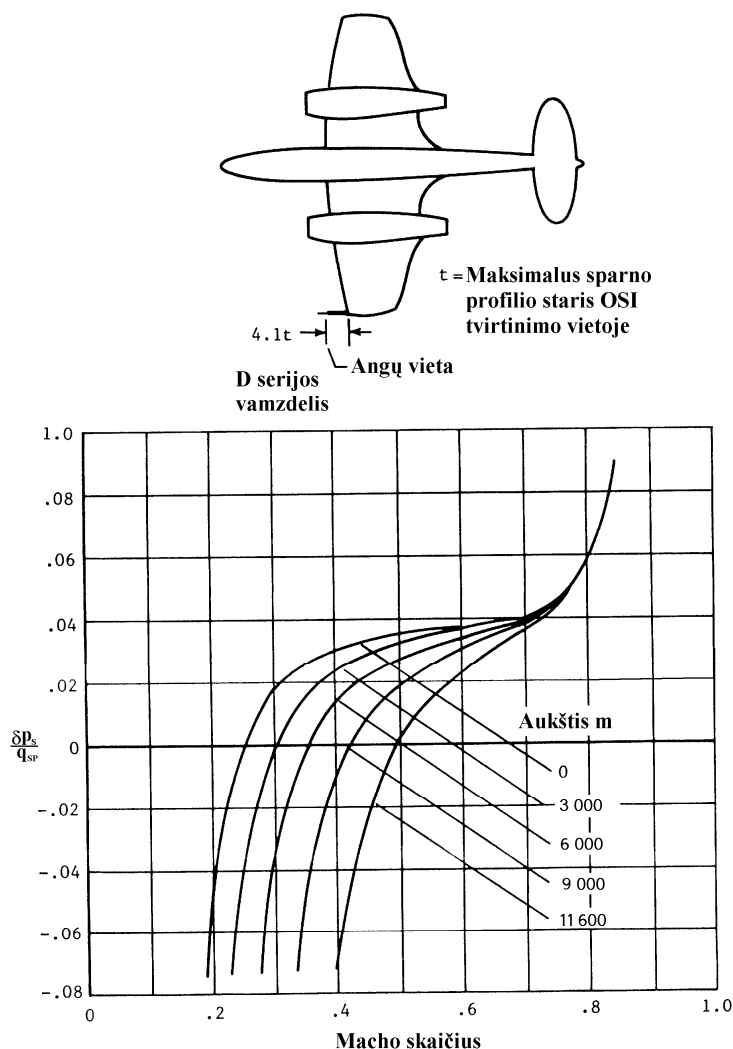
**3.31 pav.** Apsiuvos išgaubtumo įtaka statinio slėgio matavimams, kai statinis slėgis matuojamas fiuzeliažo šone: 1 – trumpa banga angos priekyje arba gale; 2 – dvi trumpos bangos, viena angos priekyje, kita - gale; 3 – ilga banga priekyje angos; 4 – dvi ilgos bangos, viena angos priekyje, kita - gale; 5 – viena ilga banga už angos.

Kalbėdami, bandomųjų skrydžių metu gautas statinio slėgio kitimo kreives, nekreipėme dėmesio kokiame aukštyje ir kokiomis sąlygomis buvo bandoma nagrinėjama slėgio matavimo sistema. Kaip buvo minėta anksčiau, slėgio matavimo sistemos patikros rezultatai mažuose ir dideliuose aukščiuose paprastai nėra vienodi, nes mažame aukštyje bandymai nėra atliekami prie pakankamai didelių Macho skaičių, o dideliame aukštyje bandymai nėra atliekami prie pakankamai

mažų Macho skaičių. Matavimo sistemų patikros bandymai, kurių dėka galima įvertinti slėgių matavimo sistemų paklaidas, yra aprašomi kitame skyriuje [1].

To paties lėktuvo statinio slėgio matavimo sistemos, kai OSI pritvirtintas sparno gale, patikros bandymų rezultatai skirtinguose aukščiuose parodyti 3.32 pav. Matuojant statinį slėgį jūros lygyje ir esant mažiems Macho skaičiams, slėgio paklaidos kinta priklausomai nuo keliamosios jėgos koeficiento. Svarbu tai, kad paklaidų kitimas kiekviename aukštyje virš jūros lygio iš esmės yra tas pats. Kitas svarbus dalykas yra faktas, kad visos statinio slėgio kreivės konverguoja, esant greičiui lygiam  $0.75 M$ . Dar prie didesnių greičių, kur paklaidos pagrinde yra Macho skaičiaus funkcija, paklaidų kitimas visuose aukščiuose gali būti pavaizduotas viena kreive (3.32 pav.) [1].

Esant mažesniems greičiams nei  $0.75 M$ , kur paklaida pirmiausia yra keliamosios jėgos koeficiento funkcija, keliamosios jėgos koeficientas duotai paklaidos reikšmei turėtų būti vienodas kiekviename aukštyje. Tai patvirtina keliamosios jėgos skaičiavimai kiekviename aukštyje [1].



**3.32 pav.** Statinio slėgio matavimo sistemos paklaidų kreivių palyginimas, esant skirtingiems skrydžio aukščiams

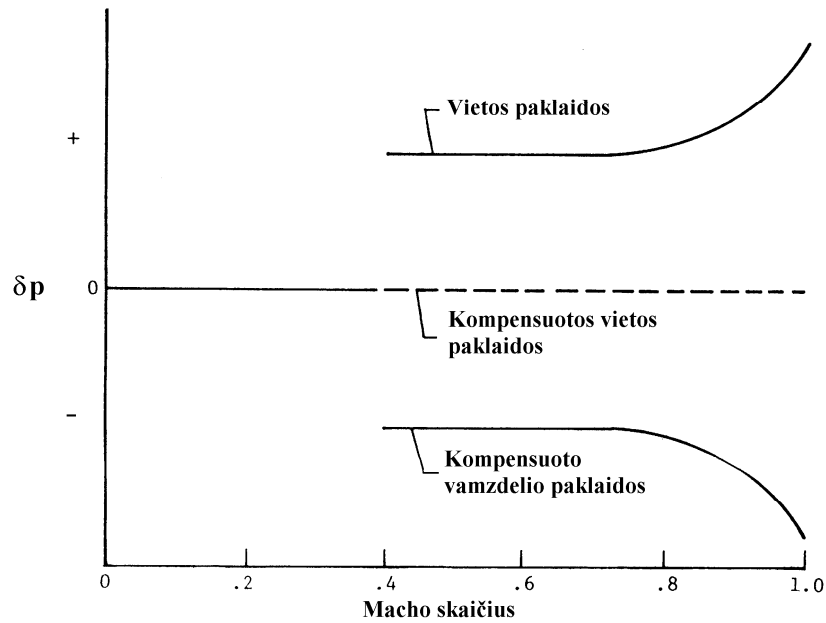
Tiesioginė statinio slėgio paklaidos priklausomybė nuo keliamosios jėgos koeficiento, esant mažiems Macho skaičiams, paskatino mokslininkus išvesti analitinius metodus, kuriais būtų įmanoma apskaičiuoti sistemos statinio slėgio paklaidų kitimo kreivę, remiantis bandymų atliktų jūros lygyje rezultatais. Dviejuose anglų tyrinėtojų pateiktuose metoduose, statinio slėgio matavimo sistemos paklaidos tam tikrame aukštyje yra apskaičiuojamos atsižvelgiant tiek į Macho skaičių, tiek į keliamosios jėgos koeficientą, kuriam statinio slėgio reikšmė jūros lygyje buvo išmatuota. Kiti tyrinėtojai jūros statinio slėgio reikšmes, išmatuotas jūros lygyje, ekstrapoliavo remdamiesi prielaida, kad paklaidos yra priklausomos tik nuo keliamosios jėgos koeficiento. Kiekvienam iš šių metodų yra ribojamas maksimalus greitis, kuriam esant dar nesusidaro sutankėjimo šuolio bangos [1].

Apibendrinant galima panagrinėti kai kuriuos įrangos vietos pasirinkimo aspektus. Remiantis šiame skyriuje išnagrinėtų statinio slėgio imtuvų matavimo paklaidų kitimu, priklausomai nuo keliamosios jėgos koeficiento, Macho skaičiaus ir imtuvų geometrinių parametrų galime teigti, kad, pasirenkant statinio OSI montavimo vietą, svarbiausias kriterijus turėtų būti orlaivio greičių intervalas. Viršgarsiniams lėktuvams statinio slėgio imtuvai paprastai montuojami fiuzeliažo priekyje, nes tuomet statinis slėgis tiksliausiai matuojamas, esant viršgarsiniam greičiui. Dažniausiai tai būna kombinuoti Pito – statinio slėgio imtuvai. Ikgarsiniams, nedidelių greičių orlaiviams oro slėgio imtuvą (OSI) galima montuoti visuose kituose aptartose OSI montavimo vietose, atsižvelgiant į konstrukcijos ypatumus.

### **3.3. Oro slėgio imtuvo vietos paklaidos aerodinaminis kompensavimas**

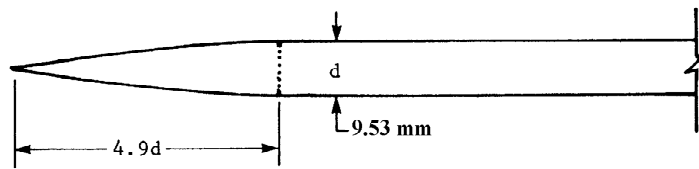
Didžiąją dalį oro slėgio imtuvo OSI sukiamų statinio slėgio matavimo paklaidų sudaro dėl netinkamos oro slėgio imtuvo montavimo vietos atsirandančios paklaidos. Šios paklaidos praktikoje dažnai vadinamos vietos paklaidomis. Siekiant sumažinti arba panaikinti šias paklaidas, reikia keisti imtuvo montavimo vietą (jeigu tai įmanoma ir/ar efektyvu), arba numatyti aerodinaminį OSI kompensavimą.

Matuojant statinį slėgį fiuzeliaže padarytomis skylutėmis vietos paklaidos aerodinaminis kompensavimas įgyvendinamas montuojant mažas nuožulnias plokštumas arba netoli angų atsikišusias plokšteles (žiūr. 3.30, 3.31 pav.). Tokiu angų dizainas pakeičia vietinį srautą taip, kad vietinis statinis slėgis prie angų tampa artimas aplinkos statiniam slėgiui [1].

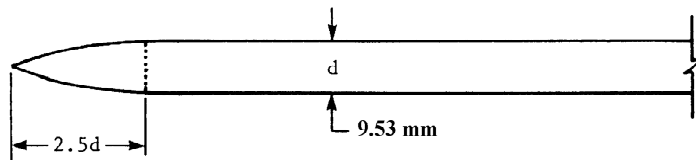


**3.33 pav.** Vietos paklaidų aerodinaminio kompensavimo grafikas

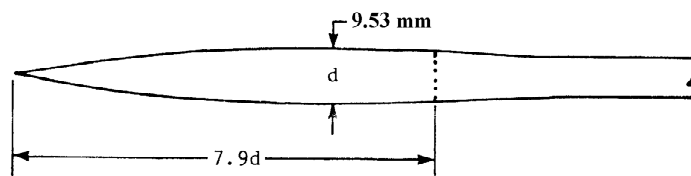
Matavimus atliekant statinio slėgio vamzdeliu, įprastas (standartinis) OSI vamzdelis pakeičiamas specialiu išlenktu ar kitaip pakeisto dizaino vamzdeliu, kuriuo matuojamas statinis slėgis yra artimas nesutrikdyto srauto statiniam slėgiui. Toksai OSI vamzdelis vadinamas kompensuotu vamzdeliu. Kompensuoto vamzdelio forma ir angų vieta išilgai vamzdelio yra parenkamos taip, kad statinio slėgio paklaidos sukeltos pačio vamzdelio būtų lygios ir priešingo ženklo įprastinio vamzdelio vietos paklaidoms vienodomis sąlygomis.



a) Smailaus, pailgo, apvalinto priekio vamzdelis.



b) Smailaus, trumpo, apvalinto priekio vamzdelis.



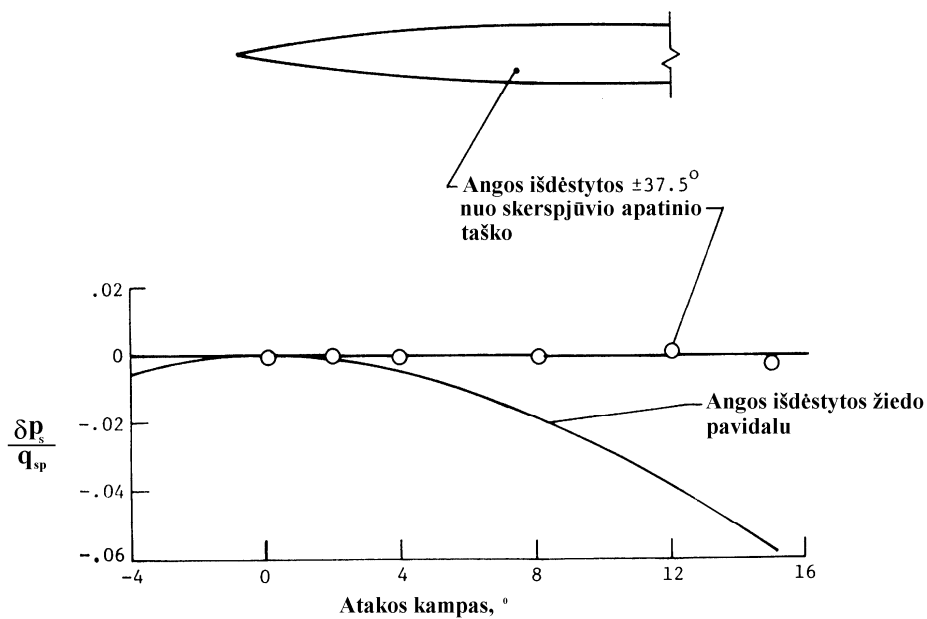
c) Smailus, susiaurėjantis vamzdelis.

**3.34 pav.** Statinio slėgio matavimo vamzdeliai, kompensuojantys fiuzeliažo priekio sukeltą vietos paklaidą

Panagrinėkime konstrukciją vamzdelių, sukurtų kompensuoti liemens (fiuzeliažo) priekio sukeltą vietos paklaidą (žiūr. 3.34 pav.), skrendant ikigarsiniais greičiais. Fiuzeliažo priekio sukeliama vietos paklaida yra teigiama, tai sąlygoja priekyje atsirandantis statinio slėgio padidėjimas. Taigi, kompensuotas statinio slėgio vamzdelis turi sukelti matuojamo statinio slėgio sumažėjimą. Tai įgyvendinama trejopai [1]: a) OSI statiniame vamzdeyje, turinčiame smailų pailgą apvalintą priekį, slėgio angas išdėsčius arti smailaus priekio (3.34 a pav.); b) OSI statinio slėgio vamzdeyje, turinčiame smailų trumpą apvalintą priekį, slėgio angas išdėsčius arti apvalinto, smailaus priekio (3.34 b pav.) ir c) toliau nuo smailaus vamzdelio priekio suformavus vamzdelio susiaurėjimą ir susiaurėjimo pradžioje išdėsčius statinio slėgio angas (3.34 c pav.).

Vėliau NASA atliko tyrimus, siekiant sumažinti statinio slėgio paklaidas prie teigiamų atakos kampų [1]. Tuo tikslu ant smailaus OSI vamzdelio statinio slėgio skylutės buvo išdėstytos  $\pm 37,5^\circ$

kampu nuo vamzdelio skerspjūvio apatinio taško (žiūr. 3.35 pav.). Iš gautų rezultatų matome, kad keičiantis atakos kampui iki  $15^\circ$  matuojamo statinio slėgio paklaida lygi 0, kai srauto greitis lygus  $0,6M$ .



**3.35 pav.** Statinio slėgio paklaidų kitimo priklausomai nuo atakos kampo palyginimas kompensuoto vamzdelio, kurio skylutės išdėstytos  $\pm 37,5^\circ$  kampu nuo vamzdelio skerspjūvio apatinio taško ir tokio pat vamzdelio, kurio angos išdėstytos žiedo pavidalu

Kompensuotų vamzdelių, įmontuotų fiuzeliažo priekyje, statinio slėgio vietos paklaidos kompensuojamos ikigarsiniams greičiams, tačiau viršgarsiniams greičiams šių vamzdelių paklaidos yra didesnės nei įprastų statinio slėgio matavimo vamzdelių.

## 4. Skrydžio greičio ir aukščio matavimo sistemų patikros metodai

Aukščio ir greičio matavimo prietaisų sistemų tikslumas labiausiai priklauso nuo statinio slėgio imtuvo vietos ir geometrijos parinkimo tikslumo. Kadangi išoriniai (ne skylučių fiuzeliaže, o vamzdelio pavidalo) oro slėgio imtuvai (OSI) gaminami specialiose matavimo prietaisų gamyklose, tai dėl jų geometrijos atsirandančios paklaidos tikrinamos ir kompensuojamos tose gamyklose. Todėl ir išoriniams, ir integruotiems į fiuzeliažą OSI patikra atliekama dėl montavimo vietos atsirandančioms paklaidoms nustatyti. Dėl slėgio imtuvo vietos parinkimo atsirandanti paklaida yra vadinama tiesiog vietos paklaida. Ši paklaida nustatoma bandomojo skrydžio metu, atliekant statinio slėgio imtuvo patikrą. Kai kuriais bandymų metodais patikrai naudojami papildomi oro slėgio imtuvai vadinami zondais, o konkrečiam SA suprojektuota ir sumontuota slėgių matavimo sistema vadinama nuosava matavimo sistema. Greičio matavimo tikslumas taip pat priklauso nuo pilnojo slėgio matavimo tikslumo, bet, kaip minėta ankstesniame skyriuje, pilnojo slėgio paklaida prie mažų atakos kampų yra artima nuliui. Atliekant pilnojo slėgio daviklio patikrą, prie fiksuotų atakos kampų dažniausiai bandymams yra naudojami papildomi pasukami pilnojo (Pito) slėgio zondai. Kadangi dabar pilnojo slėgio imtuvų patikrai naudojami zondai yra aukšto tikslumo, tai pilnojo slėgio įrangos paklaidos taip pat nustatomos dideliu tikslumu. Bet statinio slėgio imtuvo paklaidą nustatyti yra pakankamai sudėtinga. Šis sudėtingumas sąlygojo didelės patikros metodų įvairovės atsiradimą. Kadangi žemiau aprašyti metodai skirti statinio slėgio sistemos vietos paklaidai nustatyti, tai SA sistemos matuojamą statinį slėgį, tikrąjį statinį slėgį, papildomo zondo matuojamą statinį slėgį ir statinio slėgio paklaidą atitinkamai žymėsime tiesiog  $p'$ ,  $p$ ,  $p_z$ ,  $\delta p$ , be statinio slėgio indekso. Aprašyti patikros metodai visų pirma yra aptariami matavimų principų, kurie formuoja patikros metodikos pagrindus, požiūriu. Visi šie metodai skiriasi savo tikslumu ir panaudojimo apribojimais.

### 4.1. Patikros metodai vietos paklaidai nustatyti

Patikros metodikos klasifikuojamos pagal tris parametrus, iš kurių yra gaunama pozicijos paklaida: I – pagal nesutrikdyto oro srauto statinį slėgį; II – pagal nesutrikdyto oro srauto temperatūrą; III – pagal tikrąjį oro greitį. Toliau seka detalesnis patikros metodų skirstymas.

I. Nesutrikdyto srauto statinio slėgio metodai ( $\delta p$  nustatomas matuojant  $p'$  ir  $p$ ):

1.  $p$  reikšmė matuojama papildomais zondais arba kitu (tiksliau/patikrintu) OSI:
  - a) tempiamos „bombos“ panaudojimo metodas;
  - b) tempiamo zondo - kūgio panaudojimo metodas;
  - c) šarnyrinio, pasisukančio, zondo panaudojimo metodas



- d) lygiagretaus skrydžio metodas.
- 2.  $p$  reikšmė nustatoma, žinant lėktuvo skrydžio aukštį ir išmatavus slėgio gradientą:
  - a) bokštų praskridimo metodas;
  - b) stebėjimo radaru metodas;
  - c) radaro – aukštimačio metodas.
- 3.  $p$  reikšmės skrydžio aukštyje apskaičiavimas iš  $p$  ir  $T$  reikšmių ant žemės:
  - a) antžeminės foto/kino kameros panaudojimo metodas.
- 4.  $p$  nustatomas priklausomai nuo statinio slėgio pasikeitimo, lėktuvui kylant nuo pradinio fiksuoto aukščio:
  - a) stebėjimo - radaru / aukštimačio – slėgio parodymų metodas;
  - b) akcelerometro panaudojimo metodas.

II. Temperatūros metodas ( $\delta p$  gaunamas iš orlaivyje matuojamos temperatūros  $T'$  ir slėgio – temperatūros palyginimo):

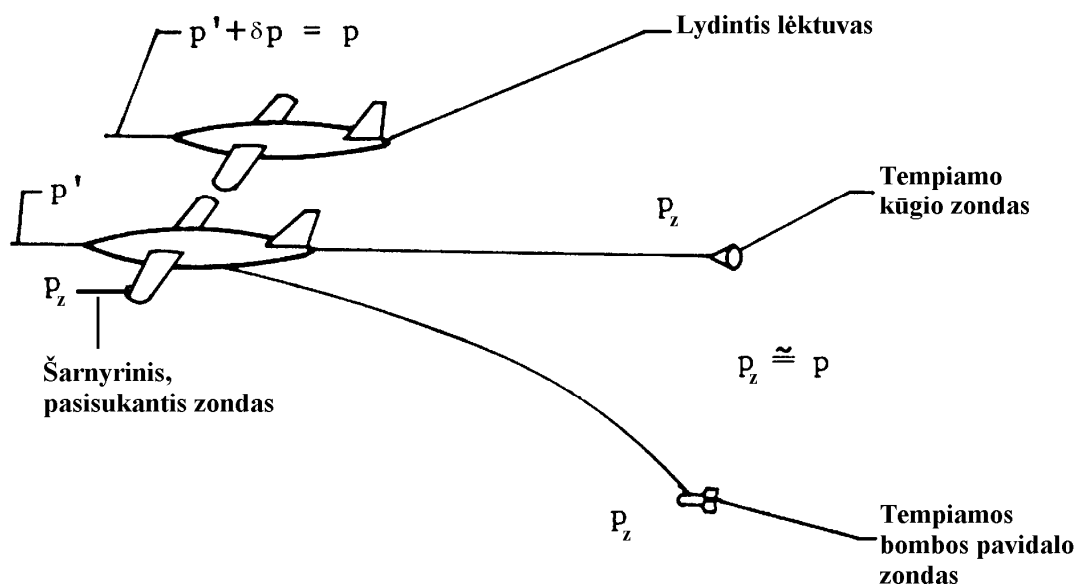
- 1. Temperatūros matavimo metodas.

III. Tikrojo oro greičio nustatymo metodai ( $\delta p$  gaunamas pagal greičio  $V$  vertes):

- 1. Tempiamo anemometro metodas;
- 2. Greičio krypties metodas.

Nors dauguma matavimo metodų yra paremti specifine matavimo įranga, kai kurių metodų matavimo principai gali būti taikomi naudojant kitokią įrangą.

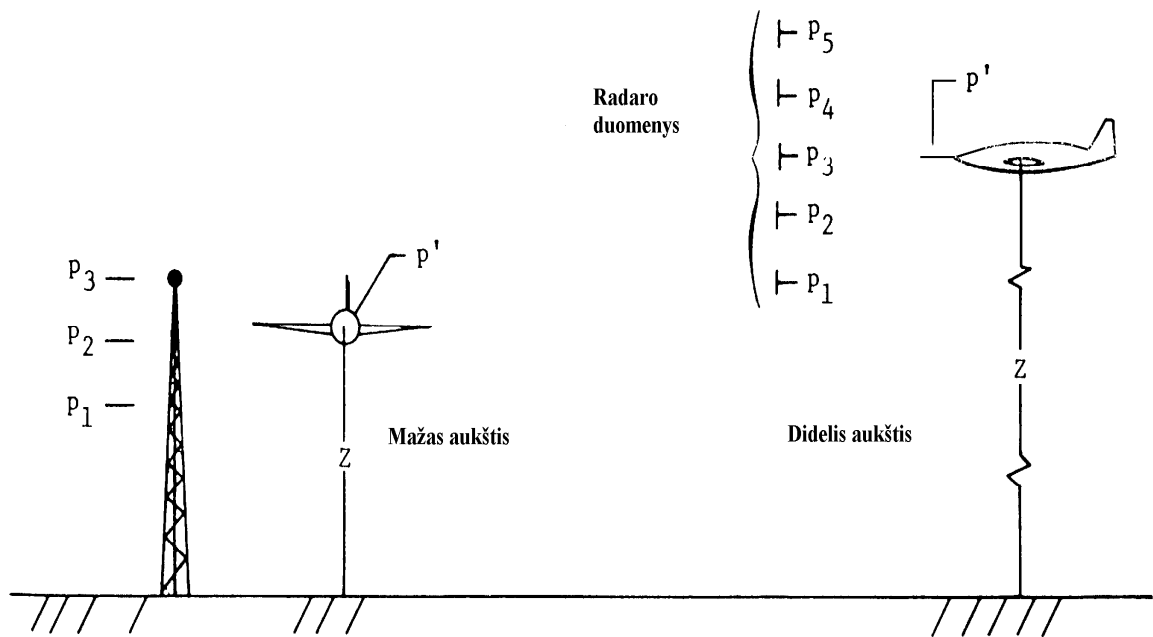
Nesutrikdyto srauto statinio slėgio metodams  $\delta p$  yra nustatomas kaip skirtumas tarp statinio slėgio, išmatuoto orlaivio nuosava įranga  $p'$ , ir nesutrikdytojo srauto statinio slėgio horizontaliame skrydyje  $p$ . Reikšmės  $p$  nustatymui horizontaliame skrydyje naudojamos keturios pagrindinės metodų grupės pavaizduotos 4.1, 4.2, 4.3 ir 4.4 pav.



**4.1 pav.** Tikrojo statinio slėgio  $p$  matuojama naudojant tempiamus zondus, prie orlaivio pritvirtintą zondą, arba kito, lygiagrečiai skrendančio orlaivio, patikrintą slėgių matavimo sistemą

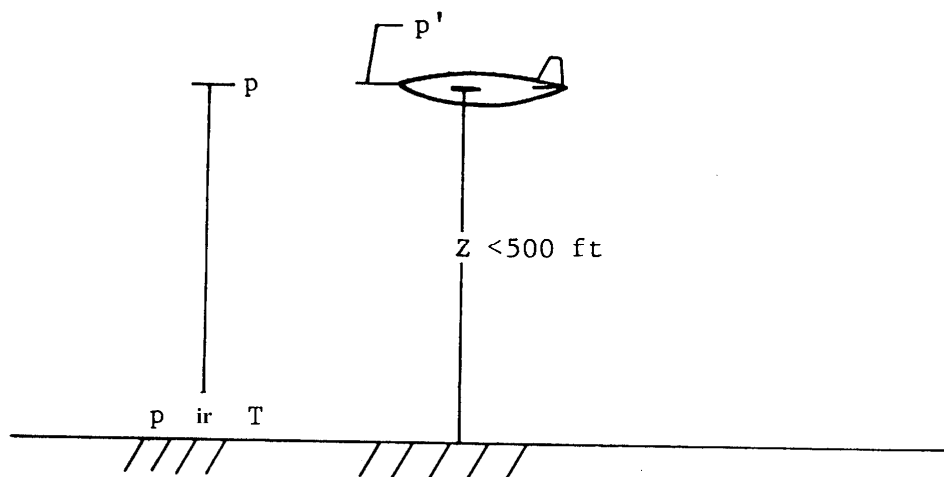
Pirmoje metodų grupėje slėgis  $p$  yra nustatomas tiksliam slėgio matavimo zondui judant kartu su orlaiviu. Šis statinio slėgio zondas nuo SA nutolęs tokiu atstumu, kad sutrikdyto srauto poveikis būtų minimalus (žiūr. 4.1 pav.). Zondas gali būti velkamas po SA (tempiamą „bomba“), arba už SA (tempiamo kūgio zondas). Taip pat papildomas oro slėgio matavimo imtuvas (zondas) gali būti pritvirtintas ant SA (4.1 pav.) tokioje vietoje, kad slėgis būtų matuojamas nesutrikdytame sraute. Zondo funkciją gali atlikti kito šalimais tuo pačiu greičiu skrendančio lėktuvo kalibruota oro slėgio matavimo sistema.

Atliekant bandymus antrąją metodiką (žiūr. 4.2 pav.) reikšmė  $p$  horizontaliame skrydyje yra gaunama per visą bandymo aukščio intervalą interpoliuojant matuojamą slėgio gradientą. Atliekant bandymus bokšto metodu slėgio gradientas yra matuojamas nedideliame aukštyje mažame aukščių intervale. O atliekant bandymus stebėjimo – radaru arba radaro aukštimačio metodais slėgio gradientas yra matuojamas dideliame aukštyje, plačiame aukščio diapazone.



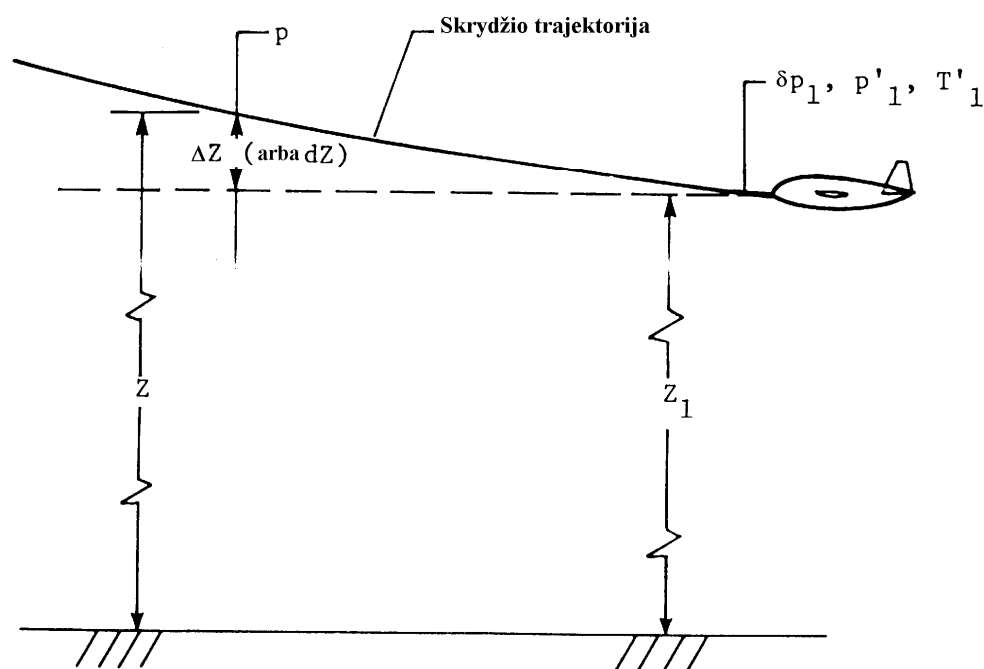
**4.2 pav.** Tikrojo statinio slėgio  $p$  reikšmė nustatoma, žinant lėktuvo skrydžio aukštį ir išmatavus slėgio gradientą

Naudojantis trečiaja metodika (žiūr. 4.3 pav.) statinis slėgis  $p$  skrydžio aukštyje  $Z$  yra nustatomas išmatavus atmosferos slėgį  $p$  ir temperatūrą  $T$  ant žemės ir pasinaudojus temperatūros gradientu iki skrydžio aukščio standartinėmis atmosferos sąlygomis. Norint išvengti didesnių paklaidų, atsirandančių dėl temperatūros gradiento nukrypimų nuo standartinių atmosferos sąlygų, bandomojo skrydžio aukštis ribojamas iki 150 m.



**4.3 pav.** Statinių slėgių  $p$  reikšmės skrydžio aukštyje apskaičiuojamos iš  $p$  ir  $T$  reikšmių ant žemės

Tikrojo oro greičio nustatymo metodais  $\delta p$  reikšmės gaunamos matuojant  $V$ ,  $p'$ ,  $q_{sp}$  ir  $T'$ . Tikrojo skrydžio greičio reikšmė nustatoma dviem būdais: matavimams naudojant anemometrą, arba matuojant praskridimo (pastoviu greičiu) tarp dviejų taškų laiko intervalus.



**4.4 pav.** Statinis slėgis  $p$  nustatomas priklausomai nuo statinio slėgio pasikeitimo, lėktuvui kylant nuo pradinio fiksuoto aukščio

Atliekant patikros bandymus įvairiais metodais, taikomi įvairūs skrydžio režimai. Kai kuriais metodais bandymai turi būti atliekami stabiliam horizontaliam skrydyje, tuo tarpu naudojant kitus metodus, bandymai gali būti atliekami pikiruojant ir greitėjančiuose manevruose (taip pat ir horizontaliam skrydyje). Pirmu atveju skrydžio parametrus matuoti gali būti naudojami indikatoriniai prietaisai, antru atveju turi būti naudojami įrašantys prietaisai. Įrašantys prietaisai skrydžio parametrus fiksuoja laike ir yra tikslesni negu indikatoriniai prietaisai. Tolesniuose skyriuose yra išsamiau aprašomi patikros metodai, jų panaudojimo apribojimai, bei įrangos tikslumo reikalavimai. Patikros metodo įrangos parinkimas tam tikrame SA reikalauja daugelio faktorių aptarimo pvz.: reikiamas paklaidos  $\delta p$  nustatymo tikslumo, greičio ir aukščio intervalai, kuriuose bus nustatomi tam tikri skrydžio parametrai. Norint tikslesnių bandymo rezultatų, reikia patikrai naudoti sudėtingesnę įrangą. Patikrai naudojama įranga turi būti tikslesnė negu SA nuosava skrydžio parametru matavimo įranga.

## 4.2. Tempiamos „bombos“ panaudojimo metodas

Atliekant bandymus tempiamos „bombos“ metodu, SA oro slėgio imtuvo išmatuotas statinis slėgis tiesiogiai lyginamas su statiniu slėgiu išmatuotu bombos pavidalo zondų, pakabintu po SA ant ilgo vamzdelio (žiūr. 4.5 pav.). Pagal konstrukciją statinio slėgio bombos pavidalo zondai yra skirstomi į tipus:

1. Pirmo tipo zondas parodytas 4.6 pav. yra sunkus kūnas sveriantis ne mažiau kaip 2 kg. Dėl savo svorio šis zondas išsilaiko žemiau SA. Statinio slėgio angos išdėstytos ant „bombos“ liemens.
2. Kito tipo zondas (žiūr. 4.7 pav.) turi mažus sparnelius pritvirtintus prie „bombos“ liemens neigiamu kampu. Šie sparneliai padeda zondui išsilaikyti po lėktuvu. Statinio slėgio angos išdėstytos ant vamzdelio įmontuoto „bombos“ priekyje.
3. Trečio tipo zondas yra didelio svorio ir turi priekyje atsikišusį vamzdelį, ant kurio įmontuotos statinio slėgio skylutės (žiūr. 4.8 pav.).

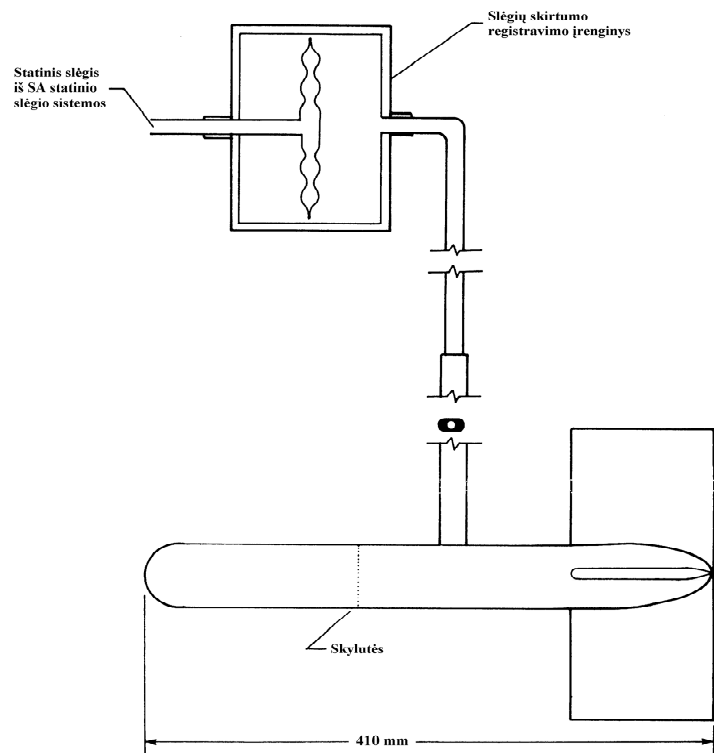
Visos „bombos“ turi stabilizatorius, kurie padeda išlaikyti kryptį srauto atžvilgiu. Kadangi tempiamos bombos pavidalo zondai, kaip ir statinio slėgio vamzdelis, gali turėti statinio slėgio paklaidą, ši paklaida turi būti nustatyta kalibruojant zondą aerodinamiame vamzdyje. Visų tipų zondų („bombų“) maksimali leistina paklaida negali viršyti pusės procento nuo  $q_{sp}$ .

Vamzdelis, kuris laiko bombos pavidalo zondą lėktuvo apačioje, yra naudojamas statiniam slėgiui perduoti. Šio vamzdelio ilgis turi būti toks, kad zondas būtų tokioje srityje, kur lėktuvo sutrikdytas srautas neturi įtakos statinio slėgio matavimams (žiūr. 4.1 pav.). Vamzdelio ilgis turėtų būti lygus maždaug dviem lėktuvo mostams. Kadangi „bomba“ yra žemiau lėktuvo, tai jos matuojamas statinis slėgis yra didesnis negu statinis slėgis lėktuvo skrydžio aukštyje. Tačiau, galima daryti prielaidą, kad laikančio vamzdelio viduje slėgio mažėjimas, didėjant aukščiui, yra toks pat, kaip ir aplinkos oro slėgio mažėjimas. Tokiu atveju lėktuve esanti statinio slėgio (paduodamo iš zondo) fiksavimo įranga užfiksuos statinį slėgį skrydžio aukštyje.

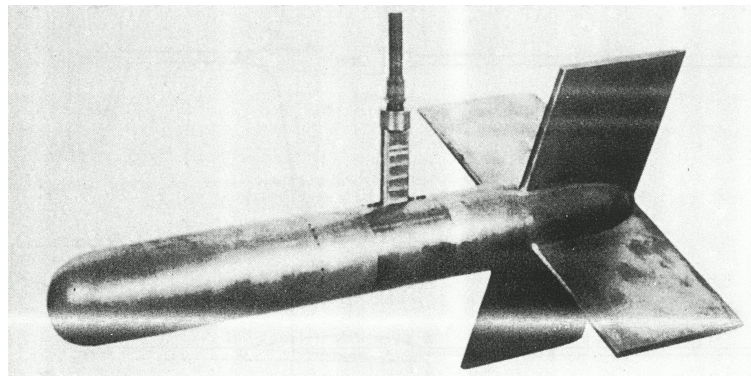
Statinio slėgio paklaidos  $\delta p$ , nustatomos tempiamo bombos pavidalo zondų, priklausys nuo šių faktorių:

- Slėgių skirtumo tarp  $p'$  ir  $p_z$  fiksavimo tikslumo;
- Kaip zondo nustatoma statinio slėgio  $p_z$  reikšmė yra artima aplinkos statinio slėgio  $p$  reikšmei;
- Ar bandymų atlikimo greičių ir aukščio diapazonai tenkina leistinus metodo aprašyme numatytus diapazonus.

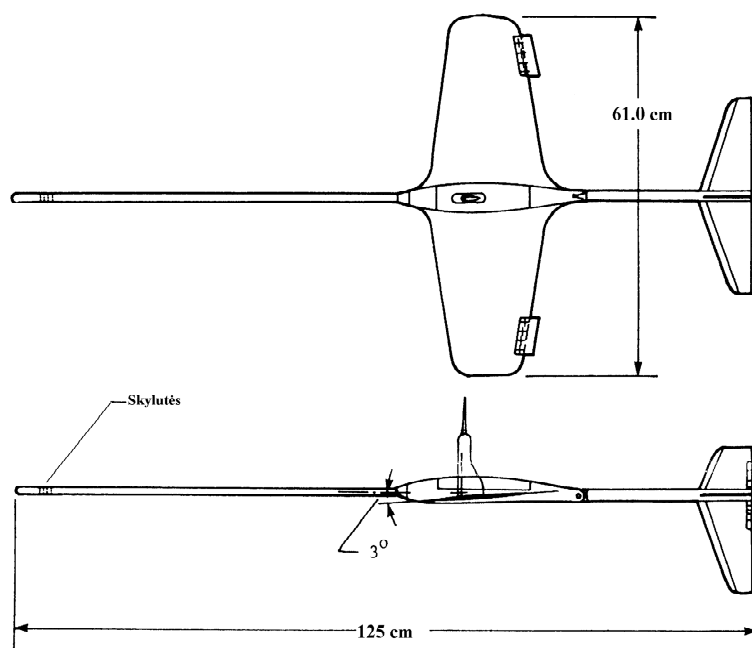
Statinio slėgio paklaidos dydis yra labai mažas, todėl, norint tiksliai atlikti matavimus, reikia naudoti jautrius skirtuminio slėgio matavimo prietaisus.



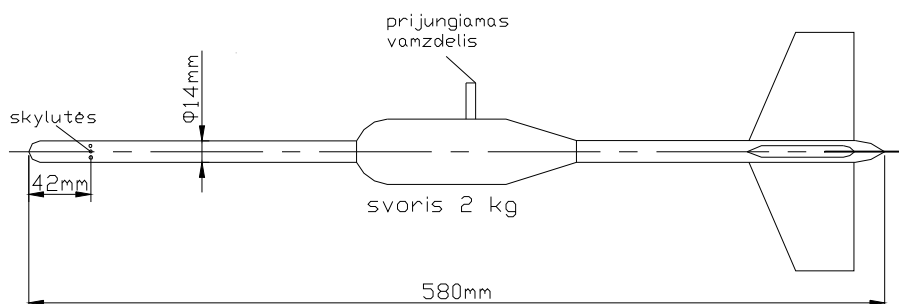
**4.5 pav.** Statinių slėgių palyginimo schema bandymams, naudojant tempiamą bombos pavidalo zondą



**4.6 pav.** Pirmo tipo tempiamas bombos pavidalo zondas



4.7 pav. Antro tipo lengvas turintis neigiamo kampo sparnelius zondas (“bomba”)



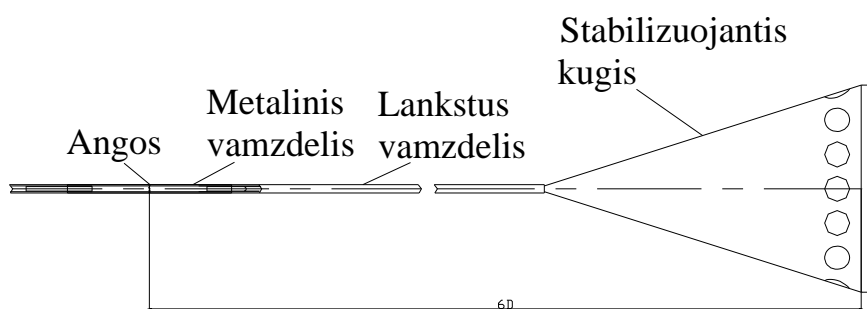
4.8 pav. Trečiojo tipo sunkus bombos pavidalo zondas, turintis priekyje atsikišusį statinio slėgio vamzdelį

Šiuo patikros metodu bandymai gali būti atliekami plačiame aukščių diapazone. Tačiau šis metodas geriausiai tinka atlikti bandymus mažais greičiais. Čia minimalus bandymų greitis neribojamas. Maksimalų greitį sunkiam zondui riboja jo pasvirimas srauto atžvilgiu, atsirandantis esant dideliems greičiams. Atsiradus tokiam pasvirimui statinio slėgio skylutės viršuje “bombos” atsiduria kampu į srautą (padidėja statinis slėgis), o apačioje “bombos” atsiduria zondo “šešėlyje” (zondas užstoja srautą ir sumažėja statinis slėgis). Esant maksimaliam ribiniam zondo panaudojimo greičiui, atsiranda nestabilūs zondą laikančio vamzdelio svyravimai. Bombos pavidalo zondui parodytam 4.6 pav. laikančio vamzdžio nestabilumas pasireiškia esant greičiui  $M = 0.4$ . Tuo tarpu zondas pavaizduotas 4.6 pav. sėkmingai buvo naudojamas esant  $M = 0.85$  greičiui 11500 m aukštyje [1].

Žemiau aprašytuose bandymuose, tiriant orlaivio statinio slėgio matavimo sistemą, buvo naudojamas sunkus (2 kg) trečio tipo zondas (žiūr. 4.8 pav.). Nustatyta, kad šis zondas statinio slėgio matavimams tinkamas iki 180 km/h greičio [1].

#### 4.3. Tempiamo zondo – kūgio panaudojimo metodas

Atliekant patikros bandymus šiuo metodu, SA nuosavos įrangos statinis slėgis lyginamas su statiniu slėgiu išmatuotu ilgu slėgio vamzdeliu, tempiamu tam tikru atstumu už orlaivio (žiūr. 4.1 pav.). Lengvas kūgis prie vamzdelio galo yra pritvirtintas, kad būtų galima palaikyti lankstųjį vamzdelį įtemptą ir stabilizuoti zondą srauto atžvilgiu.



4.9 pav. Tempiamo zondo – kūgio sistema

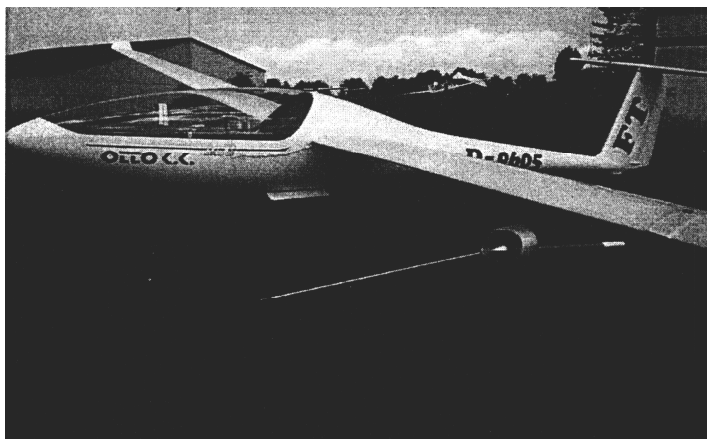
Šiuo metodu matuojamo statinio slėgio tikslumas priklauso nuo daugelio faktorių pavyzdžiui: nuo stabilizuojančio kūgio dydžio, formos bei ant kūgio esančių skylių dydžio ir kiekio, nuo zondo atstumo nuo lėktuvo, lėktuvo tipo (dydžio, konstrukcijos ir jėgainės tipo) ir t. t. Dėl tikslumą įtakančių daugelio faktorių, tempiamo zondo – kūgio sistema nebuvo pripažinta tinkama lėktuvo statinio slėgio įrangos pagrindinei patikrai. Tačiau teisingai parinkus zondo – kūgio sistemos parametrus ir bandomojo skrydžio režimus, slėgių skirtumas gali būti išmatuotas gana tiksliai, todėl kalibruota zondo – kūgio sistema yra naudojama, kaip antrinis produkcijos bandymo standartas. Praktikoje zondo – kūgio sistema tam tikram SA kalibruojama tokiais metodais, kaip bokštų praskridimo arba stebėjimo – radaru metodais, t. y. tais metodais, kurių statinio slėgio nustatymo tikslumas yra didesnis. Kalibruota kūgio sistema yra naudojama periodiniam šio orlaivio įrangos patikrinimui arba naujoms to pačio modelio orlaivio patikroms [1].

#### 4.4. Šarnyrinio, pasisukančio, zondo panaudojimo metodas

Statinis ir pilnasis slėgiai čia matuojamai vienu zonda, kuris tvirtinamas prieš sparną (žiūr. 4.1 pav.). Šis zondas turi apskritiminį stabilizatorių ir jo masės centro padėtis sutampa su tvirtinimo



šarnyru (žiūr. 4.6 pav.). Dėl šių priežasčių šis statinio slėgio matavimo zondas skrydžio metu pasisuka srauto kryptimi ir statinis slėgis matuojamas prieš lėktuvo sparną (toliau nuo liemens) nesutrikdytame sraute (žiūr. 4.10 pav.). Praktikoje šis metodas turi privalumą, kylant ar leidžiantis nenaudojama brangi zondo išleidimo ir įtraukimo įranga. Tačiau atliekant bandymus šiuo metodu gauti rezultatai nėra tikslūs. Būtina atsižvelgti į lėktuvo konstrukciją ( variklių skaičių, jų išsidėstymą ir t. t.). Todėl šis metodas taikomas lengviems vienmotoriams lėktuvams ar sklandytuvams. Kadangi pačio zondo konstrukcija yra pakankamai sudėtinga, tai jam pagaminti reikalinga brangi ir tiksli gamybos įranga.



**4.10 pav.** Sklandytuvas paruoštas greičio matavimo sistemos patikros bandymams šarnyrinio, pasisukančio, zondo panaudojimo metodu

Vokietijoje Stutgarde 2000 metais buvo atlikti tempiamos „bombos“, tempiamo kūgio ir šarnyrinio, pasisukančio, zondo panaudojimo metodų palyginimas [8]. Atlikus bandomuosius skrydžius skirtingais metodais iš gautų rezultatų buvo analizuojamos metodų paklaidos. Pastebėta, kad tikrojo slėgio matavimo įrangos paklaidos nepriklauso nuo greičio, bet priklauso nuo zondo atakos kampo. Kiekviena bandymams naudojama patikros įranga keičiantis greičiui keičia savo pastatymo kampą srauto atžvilgiu. Kadangi skirtingos įrangos šį kampą prie skirtingų greičių keičia skirtingai, tai gauname skirtingus paklaidų pasiskirstymus kintant greičiui.

Tempiami zondai truputi sumažina statinį slėgį, nes esant pastoviam žemėjimui, dėl slėgio tekėjimo pasipriešinimo, jam tekant ilga, laikančiąją žarna, atsiranda pastovi vėlavimo paklaida. Esant pastoviam žemėjimo greičiui  $10\text{ m/s}$  greičio paklaida siekia 1-2 procentus koreguoto greičio. Ši paklaida proporcinga žemėjimo greičiui ir nepastebima horizontaliame skrydyje [8].

Jeigu palyginsime du patikros metodus, naudojant tempiamą „bombą“ DFS60 ir šarnyrinį, pasisukantį, zondą, tai visame greičių intervale paklaidos skirtumas tarp šių metodų neviršija 3 procentų koreguoto greičio reikšmės [8].

#### 4.5. Lygiagretaus skrydžio metodas

Atliekant skrydžius lygiagretaus skrydžio metodu, tikrojo statinio slėgio reikšmė gaunama iš lydinčio lėktuvo kalibruotos statinio slėgio įrangos. Lydintis lėktuvas skrenda šalia tikrinamo lėktuvo tuo pačiu greičiu ir ta pačia kryptimi (žiūr. 4.1 pav.). Šių lėktuvų matuojamų statinių slėgių skirtumas išreiškiamas aukštimačio parodymų skirtumu [1]. Tokiu būdu aukščio paklaidos  $\delta H$  reikšmė gaunama iš bandomo lėktuvo aukščio parodymų  $H'$  ir lydinčio lėktuvo aukščio parodymų  $H$  didžiausio skirtumo.

$$\delta H = H' - H ; \quad (4.1)$$

Slėgiai  $p'$  ir  $p$ , atitinkantys  $H'$  ir  $H$  reikšmes, randami standartinės atmosferos lentelėse. Skirtumas tarp  $p'$  ir  $p$  yra bandomojo lėktuvo statinio slėgio matavimo sistemos vietos paklaida  $\delta p$ . Šios paklaidos  $\delta p$  reikšmė taip pat gali būti randama iš aukščio paklaidos  $\delta H$ .

Kadangi  $\delta p$  reikšmė yra mažas dydis (nustatomas kaip skirtumas tarp dviejų didelių dydžių  $p'$  ir  $p$ ), todėl abiejų lėktuvų aukštimačiai turi būti tikslūs prietaisai, kurie, kad būtų sumažintos histerezės paklaidos, turi būti kalibruoti tik tiems aukščiams, kuriuose yra vykdomi bandymai. Tikslumas, kuriuo yra randamas  $\delta p$ , priklauso ne tik nuo dviejų aukštimačių tikslumo, bet taip pat nuo to, kaip tiksliai lėktuvai išlaiko skrydžio rikiuotę. Skrendant mažais greičiais, mažėja lėktuvo stabilumas ir pavaldumas, todėl prie mažų greičių matavimų tikslumas paprastai mažėja. Atliekant bandymus dideliais greičiais, greičio ir padėties valdymas yra tikslesnis, todėl  $\delta p$  reikšmė gali būti nustatyta gana tiksliai (tikslumas  $\delta p/q_{sp}$  atžvilgiu yra apie  $\pm 0.7$  procento kai  $M=0.5$  ir apie  $\pm 0.25$  proc. kai  $M=1.0$ ) [1].

Norint pasiekti tiksliausius rezultatus lygiagretaus skrydžio metodu, lydinčio orlaivio greičio galimybės turi būti labai artimos bandomo orlaivio greičio galimybėms. Patikros bandymų greičių intervalas yra apribotas abiejų lėktuvų greičiais didesniais už kritini atakos kampo greitį ir maksimaliais horizontalaus skrydžio greičiais. Atskiru lygiagretaus skrydžio metodo atveju etaloninis orlaivis (SA kurio statinio slėgio matavimo sistema yra patikrinta) skrenda pastoviu aukščiu ir mažu greičiu, šiuo skrydžio režimu statinio slėgio vietos paklaida yra žinoma. Bandomasis orlaivis atlieka keletą horizontalių skrydžių pastoviu greičiu pro etaloninį lėktuvą. Tuo momentu, kai bandomasis orlaivis skrenda pro šalį, abiejuose orlaiviuose yra užrašomi aukštimačių parodymai. Vietos paklaida yra nustatoma iš dviejų aukštimačių parodymų skirtumo. Šis

lygiagreto skrydžio metodo atvejis dar vadinamas etaloninio orlaivio metodu. Etaloninio lėktuvo metodas skiriasi nuo lygiagreto skrydžio metodo tuo, kad etaloninio lėktuvo įrangai reikalinga patikra tik prie vieno greičio ir bandomojo orlaivio patikros greičio diapazonas nėra apribotas etaloninio orlaivio greičio galimybėmis [1].

Šio metodo tikslumas paprastai yra mažesnis negu lygiagreto skrydžio metodo, tai sąlygoja sunkumai atsirandantys sinchronizuojant aukštimačių parodymus abėjuose orlaiviuose, be to, bandomojo orlaivio aukštis, jam skrendant šalia etaloninio, gali skirtis nuo pastarojo skridimo aukščio.

#### 4.6. Bokštų praskridimo metodas

Atliekant patikras bokštų praskridimo metodu, orlaivis skrenda pastoviu greičiu pastoviam aukštyje pro aukštą bokštą (žiūr. 4.2 pav.). Kiekviena  $\delta p$  reikšmė yra nustatomas kaip skirtumas tarp statinio slėgio  $p'$ , kurį matuoja SA nuosavos įrangos aukštimateis skrendant pro bokštą ir laisvo srauto statinio slėgio  $p$  skrydžio aukštyje, nustatyto interpoliuojant išmatuotas  $p$  reikšmes keliuose taškuose išilgai bokšto (4.2 pav.) [1].

Nustatant lėktuvo aukštį dažnai naudojama kino kamera, kurios lęšiai yra horizonto plokštumoje. Pagal šią metodiką aukščio padidėjimas išilgai lęšių ašies  $\Delta Z$  yra apskaičiuojamas iš šios lygties:

$$\Delta Z = \frac{l}{l'} \cdot \Delta z; \quad (4.2)$$

Čia:  $l$  – tikrasis orlaivio ilgis  $m$ ;  $l'$  – orlaivio vaizdo ilgis  $m$ ;

$\Delta z$  – orlaivio vaizdo padėtis atžvilgiu filmo kadro centrinės linijos  $m$ .

Tikslūs aukščio pokyčio  $\Delta Z$  matavimai yra svarbesni, nustatant statinio slėgio paklaidą  $\delta p$  atžvilgiu  $\delta p/q_{sp}$ , negu atžvilgiu  $\delta p/p$ . Esant aukščio paklaidai lygiai 0,3 m,  $\delta p/p$  paklaida bus tik 0,004 procento, tuo tarpu kai  $\delta p/q_{sp}$  paklaida bus lygi vienam procentui esant, 90 km/h greičiui, 0,2 proc. – 185 km/h ir 0,1proc. – 280 km/h [1].

Bokštų praskridimo metodo tikslumas priklauso nuo  $p'$  ir  $p$  matavimų tikslumo, kadangi matavimai atliekami naudojant šiuolaikinę įrangą, todėl rezultatai gaunami gana tikslūs, todėl šis metodas yra pakankamai tikslus. Tiksliems  $p'$  matavimams orlaivyje turi būti naudojamas tikslus aukštimateis. Norint sumažinti histerezės paklaidas, prietaiso laboratorinė patikra turi būti atliekama

aukščio diapazonui truputį didesniai negu bokšto aukštis. Atliekant daug patikros bandymų ir naudojant tą patį aukščio prietaisą, reikia laikytis laboratorijoje nustatyto aukščio diapazono. Bandymo metu leistino greičio diapazonas yra apribotas nuo greičio gerokai didesnio už kritinio atakos kampo greitį iki SA maksimalaus horizontalaus skrydžio greičio bokšto aukštyje.

#### 4.7. Stebėjimo radaru metodas

Šiuo metodu patikros bandymai atliekami dideliame aukštyje. Statinio slėgio vietos paklaida  $\delta p$  yra nustatoma kaip skirtumas tarp SA nuosava įranga išmatuoto statinio slėgio  $p'$  ir aplinkos statinio slėgio  $p$ . Aplinkos (nesutrikdyto srauto) statinis slėgis  $p$  yra nustatomas iš orlaivio aukščio matavimų stebėjimo radaru ir iš slėgio – aukščio tyrimo bandomojo aukščio srityje (žiūr. 4.2 pav.).

Slėgio – aukščio priklausomybės tyrimas yra atliekamas iš anksto vienu iš trijų būdų:

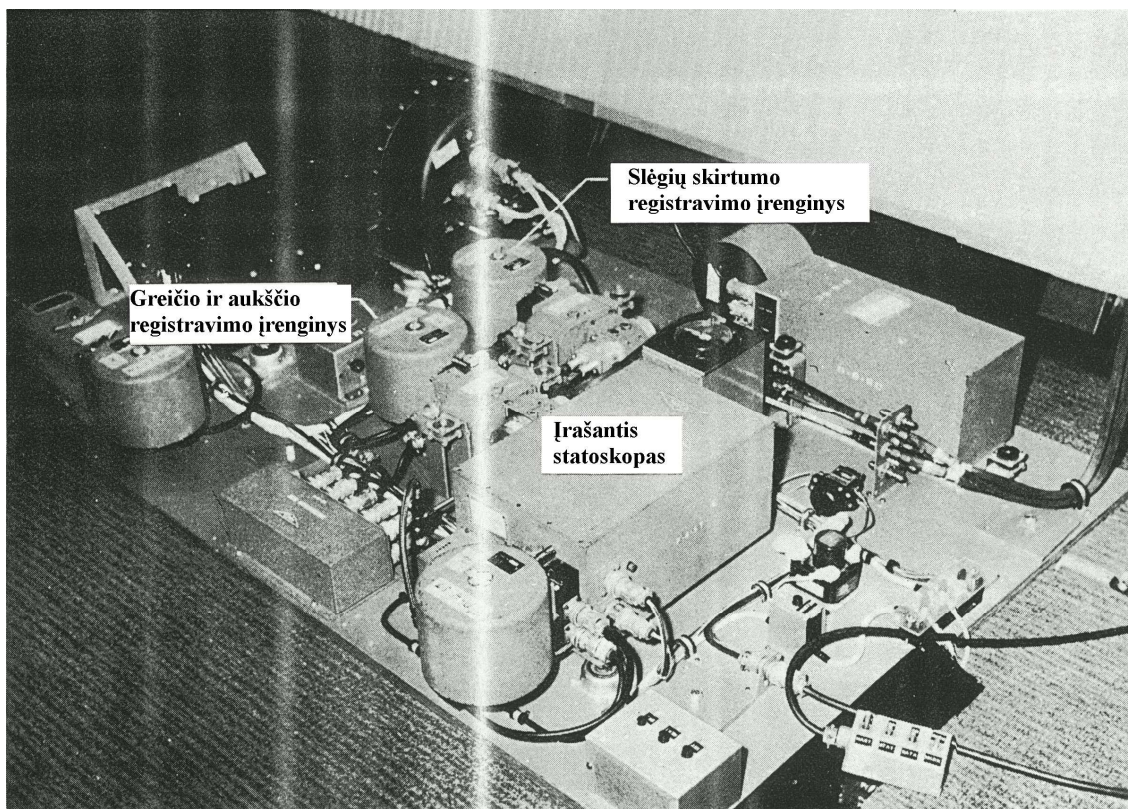
1. SA kylant bandomojo aukščio ribose yra tempiamas radiozondas (parduodantis slėgio matavimus);
2. SA skrendant bandomojo aukščio intervale, esant nedideliame fiksuotam greičiui, kuriam esant vietos paklaida  $\delta p$  yra žinoma iš bokštų praskridimo metodo atliekamo mažame aukštyje. Statinio slėgio  $p$  reikšmė tam tikrame aukštyje yra nustatoma iš statinio slėgio matuojamo SA nuosava įranga  $p'$ , įvertinus žinoma tam greičiui statinio slėgio vietos paklaidą  $\delta p$ .
3. Slėgio – aukščio tyrimas atliekamas panaudojant specialų įrašantį statoskopą įmontuotą orlaivyje.

Panagrinėkime bandymus, kuriems slėgio – aukščio tyrimas atliekamas naudojant specialų įrašantį statoskopą. Taigi šiems bandymams naudojami orlaivyje įmontuoti slėgio matavimo prietaisai, susideda iš greičio-aukščio įrašančio prietaiso ir įrašančio statoskopo (žiūr. 4.11 pav.). Greičio-aukščio įrašantis prietaisas prijungiamas prie SA pilnojo (Pito) ir statinio slėgių nuosavos matavimo sistemos, įrašantis statoskopas taip pat prijungtas prie tos pačios statinio slėgio matavimo sistemos.

Įrašantis statoskopas yra jautrus slėgių skirtumo matavimo prietaisas, kuris bandymu metu matuoja skirtumą tarp statinio slėgio imamo iš SA nuosavos sistemos ir pastovaus nustatyto slėgio termostatiškai kontroliuojamoje (statoskopo) kameroje. Kadangi statoskopo kameroje slėgis gali būti užfiksuotas esant bet kokiam aukščiui, tai skirtumas tarp statinio slėgio tame aukštyje ir statinio slėgio kituose aukščiuose, gali būti išmatuotas daug tiksliau naudojant įrašantį statoskopą negu

įrašantį aukštmatį. Greičio - aukščio įrašančiu prietaisu duomenys, taip pat slėgiai, išmatuoti naudojant įrašantį statoskopą, registruojami laike, kaip pėdsakai judančioje fotojuostoje.

Taip pat atliekant bandymus šiuo metodu, naudojamas tikslus sekimo radaras. Šiuo radaru yra nustatomas tiesės jungiančios SA ir radarą polinkio kampas ir jos ilgis, iš ko vėliau apskaičiuojamas orlaivio skrydžio aukštis. Polinkio kampas ir atstumas įrašomi į magnetinę juostelę, kuri radijo signalais yra sinchronizuojama su orlaivyje esančių įrašančių prietaisų įrašais.



**4.11 pav.** Patikros bandymams naudojami orlaivyje įmontuoti įrašantys prietaisai

Prieš pirmąjį bandomąjį skridimą statoskopas užsandarinama esant tam tikro aukščiui ir skrendant tam tikru greičiu. Skrendant greičiu kuriam esant buvo užsandarintas statoskopas atliekami skrydžiai šešiuose skirtingose vietose. Šie skrydžiai atliekami kiekvienam bandymo aukščiui. Kiekvienam skridimui slėgio reikšmė išmatuota statoskopu yra koreguojama vietos paklaida, esant tam tikram greičiui, kuri žinoma ją iš anksto nustatius kitu metodu nedideliame aukštyje. Tokiu būdu gauname nesutrikdyto srauto statinio slėgio reikšmes kiekvienam išmatuotam aukščiui [1].

Taigi naudojant statoskopą tiksliai išmatavus slėgio – aukščio kitimo priklausomybę galima atlikti patikros bandymus, kurių metu skrydžio aukštis bus nustatomas stebėjimo radaru, o tikrojo

(nesutrikdyto srauto) statinio slėgio reikšmė nustatoma iš slėgio – aukščio duomenų (tam tikrame fiksuotame aukštyje).

Statinio slėgio sistemos vietos paklaida  $\delta p$  bandomajam greičiui yra nustatoma iš šios lygties:

$$\delta p = p' - p, \quad (4.3)$$

čia:  $p$  – nesutrikdyto srauto statinis slėgis bandymų aukštyje  $hPa$ , nustatytas iš slėgio – aukščio tyrimo.

Kadangi slėgio – aukščio tarpusavio santykis bandymų metu gali pasikeisti, yra rekomenduojama bandymų pabaigoje pakartoti slėgio - aukščio tyrimą.

Stebėjimo radaru metodu patikros bandymai gali būti atliekami kaip horizontaliame skrydyje taip ir pikiravimo metu. Atliekant bandymus metodo tikslumas: buvo apie  $\pm 0.2$  proc. nuo  $q_{sp}$ , esant  $M=0,5$  greičiui ir  $\pm 0,1$  procento nuo  $q_{sp}$ , esant  $M=0.88$  greičiui [1].

#### 4.8. Greičio krypties metodas

Greičio krypties metodu tikras greitis yra gaunamas matuojant SA greitį žemės atžvilgiu ir įvertinant vėjo greitį skrydžio krypties atžvilgiu [1].

Greitis žemės atžvilgiu yra gaunamas matuojant SA praskridimo laiką tarp antžeminių žymių, jam skrendant pastoviu greičiu ir pastoviam aukštyje. Atstumas tarp antžeminių žymių yra žinomas iš anksto. Vėjo greitis gali būti išmatuotas vėjo greičio indikatoriumi arba vėjo efekto galima išvengti skrendant priešingomis kryptimis išilgai tiesios linijos kurso. Norint pasiekti geriausius rezultatus bandymai turi būti atliekami tuomet, kai vėjo greitis yra artima nuliui (po saulėtekio arba prieš saulėlydį) [1].

SA nuosavos sistemos matuojamų  $T'$ ,  $q'_{sp}$  ir  $p'$  reikšmės reikalingos lygties sprendimui gali būti gaunamos atitinkamai išmatavus temperatūros davikliu, greičio matavimo prietaisu ir slėgio aukštimačiu. Turint indikatorinio greičio  $V_i$  reikšmes, dinaminio slėgio  $q'_{sp}$  reikšmę galima skaičiuoti iš šios lygties:

$$q'_{sp} = \frac{\rho_0 \cdot V_i^2}{2} \quad (4.4)$$

Greičio krypties metodo taikymas yra apribotas greičiais daug didesniais už kritinio atakos kampo greitį iki maksimalaus apie  $M = 0.2$  greičio jūros lygio aukštyje.

Metodo tikslumas labiausiai priklauso nuo laiko matavimų tikslumo, nuo vėjo greičio pastovumo ir nuo skrydžio greičio pastovumo.

## 5. Lėktuvo greičio matavimo sistemos patikros bandymai

Nagrinėjamo lėktuvo prietaisų sistema naudoja statmenai nupjauto vamzdelio pavidalo pilnojo slėgio imtuvą, įmontuotą lėktuvo priekyje, ir tris statinio slėgio imtuvo angas, integruotas fiuzeliažo šoninėje sienelėje. Statinio slėgio matavimo angos fiuzeliažo skerspjūvyje išdėstytos vienodais atstumais. Ne visada pilnojo slėgio imtuvas buvo montuojamas fiuzeliažo priekyje. Pradžioje jis buvo įmontuotas kylio viršuje, tačiau atlikus pirminės slėgio matavimo sistemos patikros bandymus, buvo perkeltas į fiuzeliažo priekį.

Statinį ir pilnąjį slėgius matavimams naudoja lėktuve įmontuoti greičio, aukščio ir vertikalaus greičio (variometras) prietaisai. Kaip jau minėta ankščiau, aukščio ir vertikalaus greičio prietaisai matavimams naudoja tik statinį slėgį, o greičio (pagal išilginę lėktuvo ašį) prietaisas matavimams naudoja ir statinį, ir pilnąjį slėgius. Taigi, tiriant slėgių matavimo sistemų paklaidas, tikslinga atlikti greičio matavimo sistemos patikrą, nes tuomet tikrinama statinio ir pilnojo slėgių sistemos.

Greičio matavimo sistemos patikra būtina norint sertifikuoti lėktuvą. Atliekant lėktuvo sertifikavimą yra būtina laikytis jungtinių skrydžio tinkamumo reikalavimų (JAR) [3]. Lėktuvų prietaisų sistemoms keliamus reikalavimus nustato JAR 22.1323/25.

JAR 22.1323 Oro greičio matavimo sistema:

1. Oro greičio matavimo sistema turi būti tikrinama, kad matuotų tikrą oro greitį jūros lygyje standartinėje atmosferoje, ir maksimali oro slėgio imtuvo statinė paklaida neviršytų  $\pm 8 \text{ km/h}$  arba  $\pm 5$  procentų, kuris didesnis per visą greičio diapazoną nuo  $1.2 V_S$  (smūkos greičio) iki  $V_{NE}$  (maksimalus greitis, kurio negalima viršyti), kai užsparniai yra neutralioje padėtyje ir uždaryti oro stabdžiai;

2. Patikra turi būti atliekama skrendant;

3. Oro greičio prietaiso skalė turi būti tinkama greičių intervalui tarp  $V_{S0}$  (smūkos greitis tępimo konfigūracijoje), ir bent  $1.05V_{NE}$ .

JAR 22.1325 Statinio slėgio sistema:

1. Kiekvieno prietaiso sujungimas su oro slėgio imtuvo OSI statinio slėgio kamera turi būti ventiliuojamas taip, kad lėktuvo greitis, langų atidarymas ir uždarymas, drėgmė ir kiti pašaliniai faktoriai nepaveiktų tikslaus prietaiso veikimo;

2. Statinio slėgio sistemos konstrukcija ir įmontavimas turi būti tokie, kad:

a) būtų numatytas drėgmės nutekėjimas (drenažas);

b) būtų kiek galima išvengta vamzdžių jungimo, ypač didelio nukrypimo ir užblokavimo vamzdžių alkūnėse;



c) naudojamos medžiagos būtų tvirtos, tinkamos numatytam tikslui ir apsaugotos nuo korozijos.

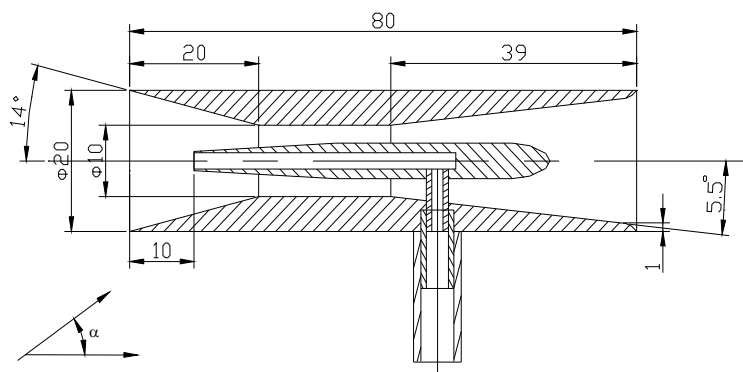
Greičio matavimo sistemos patikros uždavinys yra pakankamai tiksliai išmatuoti nesutrikdyto srauto statinį ir pilnąjį slėgius tai pat nustatyti reikiamos apimties greičio matavimo sistemos paklaidas. Mano aprašomiems Lietuvoje atliktiems bandymams nesutrikdyto srauto slėgiai matuojami papildomais OSI (zondais). Greičio paklaidos nustatomos etaloninio greičio prietaiso (sujungto su slėgių zonu sistema) parodymus lyginant su lėktuvo bortinio (nuosavos sistemos) greičio prietaiso parodymais. Matavimai turi būti atliekami su visomis galimomis skrydžio konfigūracijomis (išleisti užsparniai, važiuoklė, oro stabdžiai ir pan.), kurios galėtų pakeisti aptekėjimo sąlygas.

Šio lėktuvo skrydžio greičių intervalas yra nuo 70 iki 275 km/h.

Greičio matavimo sistemos patikra intervalui nuo 80 iki 180 km/h buvo atliekama tempiamos „bombos“ panaudojimo metodu [1]. Taip pat ši patikra buvo atliekama stebėjimo radaru, panaudojant GPS ir lygiagreto skrydžio metodais.

## 5.1. Patikros bandymų įranga

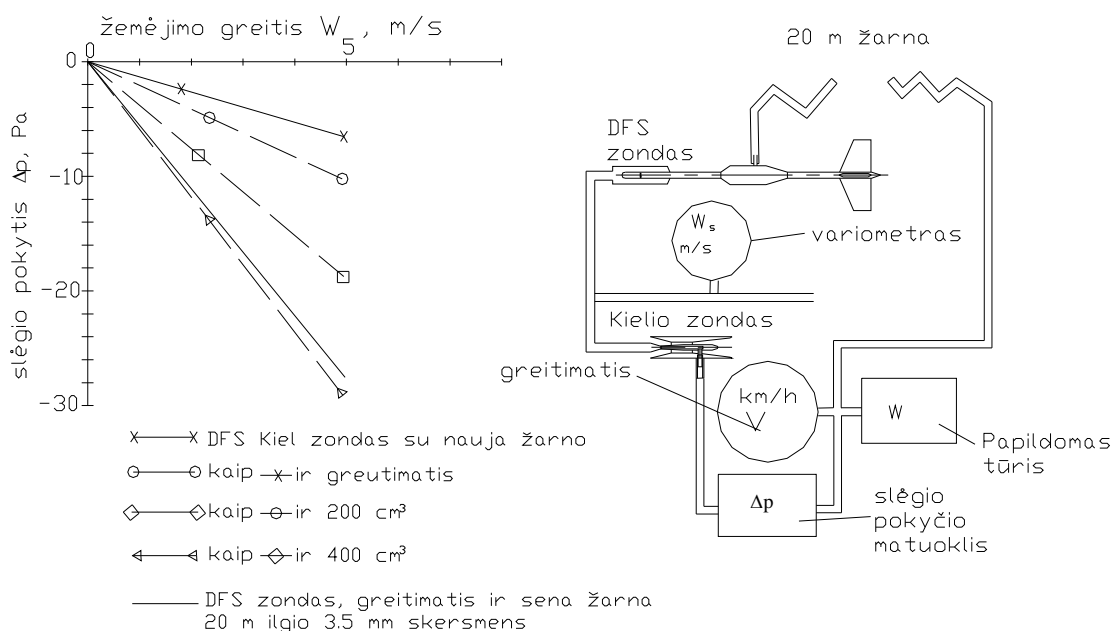
Abiem patikros bandymams (tempiamos „bombos“ ir zondo – kūgio) kaip pilnojo slėgio zondas buvo naudojamas Kielio vamzdelis (žiūr. 5.1 pav.) [2]. Šis zondas buvo pagamintas remiantis Vokietijos aerodinamikos mokslininko Georg Kielio 1935m sukonstruoto Pito slėgio matavimo vamzdelio konstrukcija. Kielio pilnojo slėgio zondas ypatingas tuo, kad, esant atakos kampui iki  $\pm 43$  laipsnių, pilnasis slėgis matuojamas be paklaidų. Šio ir panašių pilnojo slėgio intuvų konstrukcija aprašoma 4.1 skyriuje.



5.1 pav. Pilnojo (Pito) slėgio Kielio zondas

Atliekant bandymus tempiamos „bombos“ panaudojimo metodu, greičio intervalui nuo 80 iki 180 km/h, nesutrikdyto srauto statiniam slėgiui matuoti buvo naudojamas sunkus 2 kg, trečio tipo „bombos“ pavidalo zondas. Pats zondas pagamintas pagal Vokietijoje sklandytuvų tyrimų centre sukurtą ir pagamintą DFS60 zondą [2]. Priekyje atsikišęs cilindrinis statinio slėgio matavimo vamzdelis yra 14 mm skersmens su užapvalinta nosele. Jo ilgis su galiniais stabilizatoriais 580 mm. Trijų diametrų atstumu nuo priekio žiedu yra išdėstytos slėgio matavimo angos. Matuojant zondas išleidžiamas ant 20m ilgio lankstaus vamzdelio (žarnos) lėktuvo apačioje. Skrisdamas tokiu atstumu, zondas nepapuola į lėktuvo sutrikdytą srautą (žiūr. 5.1 pav.).

Bombos pavidalo zondo paviršiaus savybės, forma ir skylių briaunos turi didelę įtaką paklaidoms, matuojant statinį slėgį. Tai nustatyta Vokietijoje atlikus DFS60 zondo bandymus aerodinamiame vamzdyje [2]. Mažiausios paklaidos gaunamos, kai statinio slėgio skylių briaunos yra aštrios, be nuožulnų, ir priekinės zondo dalies paviršius yra matinis (silpnai šiurkštus).



5.2 pav. Hidrodinaminės varžos tyrimo eksperimentų schema

Šis statinio slėgio zondas yra laikomas lankstaus vamzdelio (žarnos), todėl žarnos matmenys, tvirtumas ir kiti parametrai turi atitikti panaudojimo sąlygas. Vokietijos sklandytuvų tyrimo centre atlikus bandymus nustatė, kad sklandytuvams geriausiai tinka sutvirtinti polimeriniai vamzdeliai nuo 15 iki 20 metrų ilgio ir ne mažesnio kaip 3,5mm vidinio skersmens [2]. Lėktuvui tolygiai žemėjant, slėgis nuolat didėja ir vamzdeliu pastoviai teka slėgių skirtumą išlyginanti srovė, kuri pagal hidrodinamikos dėsnius sukelia slėgio sumažėjimą etaloniniame prietaise (žiūr. 5.2 pav.). Atlikus daugkartinio naudojimo įrangos pakartotinį patikrinimą po 2 metų eksploatacijos, pasirodė, kad vamzdelio hidrodinaminė varža padidėjo. Taip galėjo atsitikti dėl užteršimo arba medžiagos

savybių senstant pakitimo (padidėjęs šiurkštumas). Tokių hidrodinaminės varžos tyrimo eksperimentų schema parodyta 5.2 pav. Čia taip pat pavaizduoti slėgio skirtumai, esant skirtingiems matavimo sistemos tūriams ir vamzdelio užteršimams [2].

Dėl zondo stabilizatorių ir vamzdelio tvirtinimo matavimo kūno svorio centre iki tam tikro ribinio greičio (pvz.: DFS60 iki  $200 \text{ km/h}$ ) zondas išlieka lygiagretus srautui (5.1 pav.). Didėjant greičiui zondas kyta aukštyn ir keičiasi jo padėtis srauto atžvilgiu. Paniręs į lėktuvo sukurių sluoksnį, zondas tampa nekontroliuojamas ir gali nutrūkti tvirtinimo žarna. Be to atsiradus tam tikram ribiniam polinkio kampui srauto atžvilgiu, pastebimos statinio slėgio matavimo paklaidos. Jeigu matavimo angos išdėstytos tolygiai, vamzdelio skerspjuvio perimetre, atsiradus tam tikram polinkio kampui, sumažėja matuojamas statinis slėgis. Šią problemą galima spręsti didinant zondo masę, arba mažinant bandomojo skrydžio greitį. Pakeitus geometrinius DFS60 zondo matmenis, jį reikėtų iš naujo bandyti aerodinaminiam vamzdyje [2].

Taip pat svarbu atkreipti dėmesį į aplinkos temperatūrą, bandomojo skrydžio aukštyje, ir naudojamos žarnos atsparumą žemoms temperatūroms. Mano aprašomi bandymai buvo atliekami vasarą ir nedidesniame nei  $2.5 \text{ km}$  aukštyje. Tokiame aukštyje temperatūra nežemesnė nei  $+3$  laipsniai pagal Celsijų, o kadangi buvo naudojamas sutvirtintas lankstus vamzdelis (žarna), tai galima teigti, kad žarnos nutrūkimo pavojaus nėra.

Taigi, naudojant bombos pavidalo (DFS60) ir Kielio zondus, bei tikslų etaloninį greičio prietaisą, gaunama paprasta ir tam tikrose ribose patikima matavimo sistema. Atliekant patikrą tereikia užfiksuoti etaloninio ir lėktuvo bortinio prietaisų parodymų skirtumą. Prieš patikros bandymus etaloninis ir bortinis prietaisai tikrinami specialiu prietaisų patikros stendu. Šiuo stendu nustatomos prietaisų prietaisinės paklaidos kiekvienai skalės padalai. Gautos prietaisinės paklaidos įvertinamos aptariant bandymų rezultatus.

Atliekant bandymus didesniais greičiais, vietoje tempiamos „bombos“ gali būti naudojama tvirtesnė, paprastesnė ir pigesnė tempiamo kūgio sistema (žiūr. 5.1 ir 5.9 pav.). Tempiamo zondo - kūgio sistema naudojama su  $200 \text{ mm}$  ilgio zonu [2]. Prie šio zondo iš abiejų pusių yra prijungiami mažesnio skersmens vamzdeliai. Viename gale prijungiamas aklinas vamzdelis, o centre yra žiedu išdėstytos skylutės. Aklinas zondo galas lanksčia  $2 \text{ m}$  ilgio žarna pritvirtinamas prie kūgio. Kūgis naudojamas stabilizuoti zondą srauto atžvilgiu. Kūgio gale padarytos skylutės, esant dideliu dinaminiam slėgiui, stabilizuoja patį kūgį. Atviras zondo galas sujungiamas su matavimams skirta ilga, lanksčia žarna. Atliekant statinio slėgio matavimus dideliais greičiais reikia naudoti sutvirtintą tempimo žarną (lankstų vamzdelį) ir papildomas sujungimų (tarp zondo ir žarnos, tarp žarnos ir kūgio) tvirtinimo priemones. Šiai tikrojo statinio slėgio matavimo sistemai yra ribojamas minimalus greitis, kadangi mažėjant dinaminiam slėgiui zondo vamzdelis vis labiau palinksta srauto atžvilgiu. Esant tam tikram polinkio kampui, atsiranda matuojamo statinio slėgio paklaidos.

Reikia atkreipti dėmesį, į William Gracey darbe [1] nagrinėjamą tempiamo zondo – kūgio metodą. Šiame darbe teigiama, kad ši statinio slėgio matavimo sistema yra nepatikima, kadangi matuojamo statinio slėgio tikslumas priklauso nuo daugelio faktorių, pavyzdžiui: nuo stabilizuojančio kūgio dydžio, formos bei ant kūgio esančių skylių dydžio ir kiekio, zondo atstumo nuo lėktuvo, lėktuvo tipo (dydžio, konstrukcijos ir jėgainės tipo), taip pat nuo sujungimų (tarp zondo ir žarnos, tarp žarnos ir kūgio) sandarumo ir pakankamo tvirtumo, atliekant bandymus dideliais greičiais. Daugelis iš šių metodo tikslumą įtakančių faktorių mūsų bandymams negalioja. Sujungimų (tarp zondo ir žarnos, tarp žarnos ir kūgio) užsandarinimui ir sutvirtinimui buvo naudojami hermetizuojantys klizai, be to atlikti dinaminio slėgio veikiamo kūgio, tempimo jėgos skaičiavimai. Ši tempimo jėga lygi kūgio sukeliama pasipriešinimo jėgai. Pagal kūgio geometrijos matmenis (pagrindo skersmuo  $D=250 \text{ mm}$ , viršūnės kampas  $35^\circ$ ), iš žinyno buvo parinktas pasipriešinimo jėgos koeficientas  $C_D = 0.35$ . Pasipriešinimo jėga  $F_D$  yra lygi:

$$F_D = C_D \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S_m; \quad (5.1)$$

čia:  $F_D$  – pasipriešinimo jėga N;  $S_m$  – kūgio projekcijos plotas plokštumoje statmenoje srautui (Midelio plotas)  $\text{m}^2$ ;  $V$  – skrydžio greitis  $\text{m/s}$ .

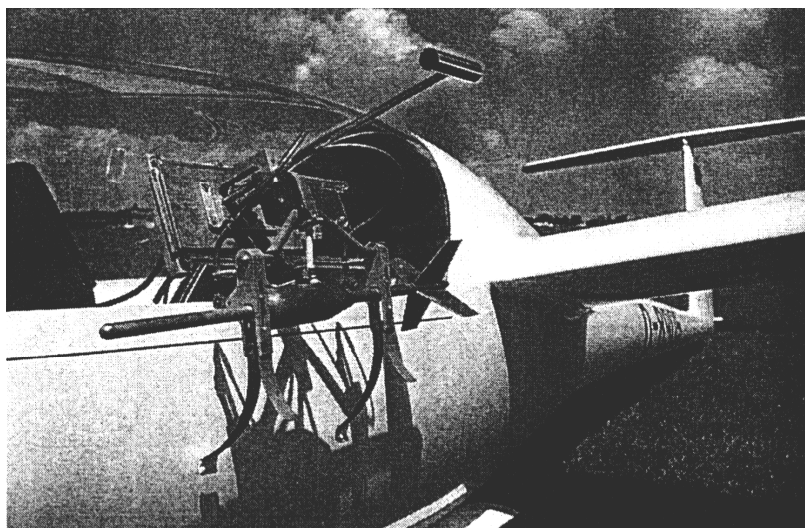
Šiuo atveju Midelio plotas bus lygus kūgio pagrindo plotui:

$$S_m = \frac{\pi \cdot D^2}{4} = \frac{3.14 \cdot 0.25^2}{4} = 0.05 \text{ m}^2;$$

Kadangi ieškome maksimalios pasipriešinimo jėgos, tai į (5.1) lygtį reikia įstatyti maksimalaus greičio reikšmę  $V = 275 \text{ km/h} = 76.4 \text{ m/s}$ . Oro tankį  $\rho$  reikšmę įstatome standartinėmis atmosferos sąlygomis jūros lygyje  $\rho_0 = 1.225 \text{ kg/m}^3$ :

$$F_D = 0.35 \cdot \frac{1.225 \cdot 76.4}{2} \cdot 0.05 \approx 63 \text{ N};$$

Matome, kad gauta jėga, kuria bus tempama žarna ir kuri persiduos per sujungimus yra nedidelė.



**5.3 pav.** Tempiamos „bombos“ tvirtinimas naudojamas kylimo ir tūpimo metu

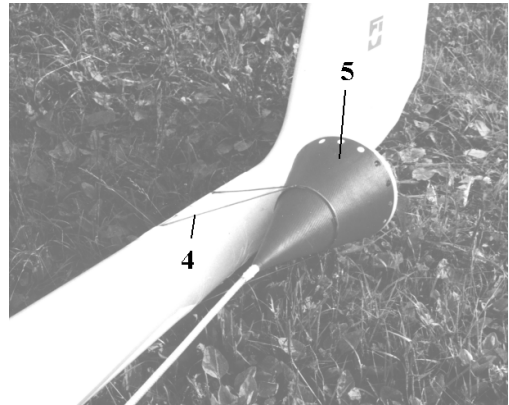
Atliekant patikros bandymus zondo – kūgio panaudojimo metodu, sklandytuvo įranga, išskyrus statinio slėgio zondą, yra panaši kaip ir tempiamos „bombos“ panaudojimo metodu (taip pat naudojamas „Kielio“ pilnojo slėgio zondas). Dėl zondo žarnos padėties bandymų metu truputį skiriasi statinio slėgio zondo įtvirtinimas, naudojamas fiksuoti zondą kylant ir tūpant.

Tempiamiems zondams reikalingi įtvirtinimai, atramos ir fiksuatoriai (žiūr. 5.3, 5.4, 5.5 pav.). Lėktuve zondo fiksavimo ir laikymo įrenginys yra tvirtinamas prie gaubto langelio (žiūr. 5.3, 5.5, 5.4 a pav.). Pilnojo slėgio zondas tiesiog tvirtinamas prie langelio įtvirtinimo, o statinio slėgio zondas turi turėti išleidimo, įtraukimo, bei fiksavimo įrangą. Žarna suvyniojama ant būgno. Išleidus statinio slėgio zondą, reikia užfiksuoti žarną, kad ji daugiau neišsitrauktų. Tai atliekama specialiais fiksuotais (spyna). Esant išleistam zondui, pilotui labai sunku įtraukti zondą ir suvynioti lankstų vamzdelį ant būgno. Pats būgnas (gali būti tiesiog cilindras) prie nieko nepritvirtintas, todėl pilotui reikia elgtis atsargiai. Bet kokių atvejų šis įrenginys neturėtų kelti pavojaus skrydžio saugumui.

Kilimo ir tūpimo metu statinio slėgio zondo kūgis fiksuojamas specialiai tam skirtoje atramoje (6 b pav.), įtempus ir užfiksuojus fiksavimo spyną, statinio slėgio žarną.

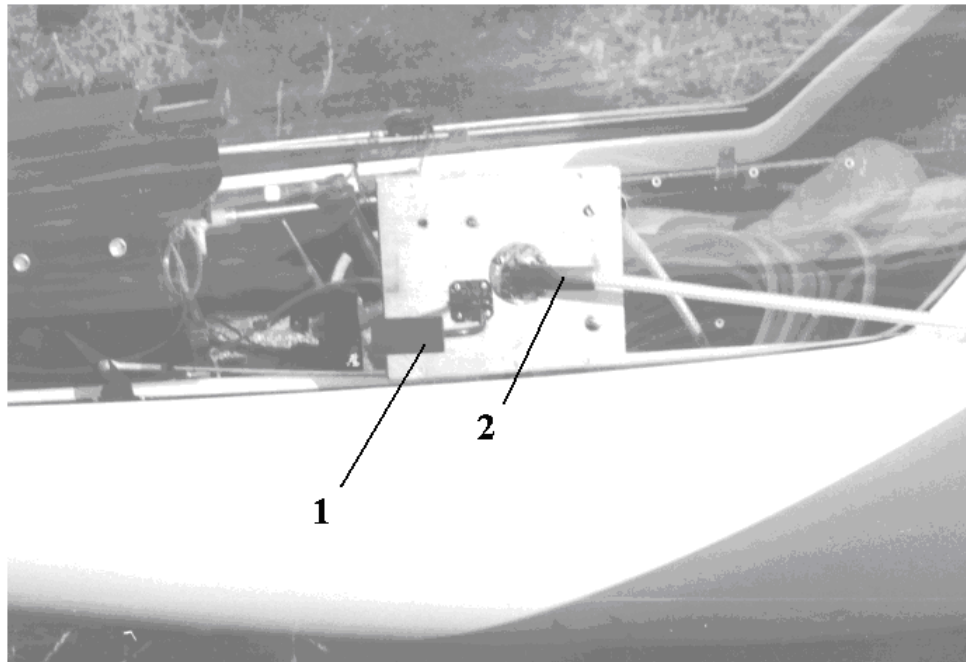


a)



b)

**5.4 pav.** Lėktuvas paruoštas patikros bandymams: a) kabinos vaizdas; b) kūgio įtvirtinimas, naudojamas fiksuoti zondą kylimo ir tūpimo metu. 1 – lankstaus vamzdelio laikymo ir fiksavimo įrenginys; 2 – etaloninis greičio prietaisas; 3 – lėktuvo greičio prietaisas; 4 – įtvirtinimo rėmas; 5 – kūgis.



**5.5 pav.** Tempiamo zondo – kūgio sistemos įtvirtinimas prie gaubto sienelės: 1 – Kielio pilnojo slėgio zondas; 2 – statinio zondo žarnos nukreipiančioji.

## 5.2. Bandymų eiga ir rezultatai

### 5.2.1. Skrydžio greičio paklaidų tyrimas

Abiems bandymams greičio matavimai buvo atliekami lėktuvui pakilus į 2.0–2.5 km aukštį. Pasiėkus bandymų aukštį buvo išleidžiamas statinio slėgio zondas ir atlikus matavimus įtraukiamas, bei įtempus žarną užfiksuojamas atramoje.

Atliekant bandymus tempiamos „bombos“ panaudojimo metodu, matavimai buvo atliekami skirtingais greičiais keturiomis konfigūracijomis:

1. Skrendant horizontaliame skrydyje  $--o--$  (neišleista sparnų mechanizacija) greičiais  $V_i = 80, 100, 120, 140, 160, 180, 190 \text{ km/h}$ , lyginant bortinio (prijungto prie nuosavos lėktuvo matavimo sistemos) prietaiso ir etaloninio (prijungto prie zondų sistemos) prietaiso parodymus. Režimo metu greitis buvo išlaikomas pagal lėktuvo bortinį greičio prietaisą;
2. Kartojamas pirmas punktas konfigūracijoje  $-^o^-$  (užsparniai išleisti  $\Delta = -7$  laipsnių kampu);
3. Kartojamas pirmas punktas konfigūracijoje  $-_o_$  (užsparniai išleisti  $\Delta = 10$  laipsnių kampu) greičiais  $V_i = 80, 100, 120, 140, 160 \text{ km/h}$ ;
4. Kartojamas pirmas punktas konfigūracijoje  $^_o^$  (išleista važiuoklė, oro stabdžiai ir užsparniai  $\Delta = 15$  laipsnių kampu) greičiais  $V_i = 80, 100 \text{ km/h}$ .

Bandymo metu gauti matavimų užfiksuoti prietaisų parodymai pateikti 5.1 lentelėje. Šių greičių skaitinės reikšmės pateiktos 5.2 lentelėje. Indikatorinio ir koreguoto greičių skirtumas yra greičio paklaida, o koreguoto ir indikatorinio greičių skirtumas yra aerodinaminė greičio pataisa.

**5.1 lentelė.** Tempiamos „bombos“ panaudojimo metodo bandymo metu užfiksuoti prietaisų parodymai

Bortinio prietaiso parodymai, $km/h$	Etaloninio prietaiso parodymai, $km/h$ įvairioms skrydžio konfigūracijoms			
	$--o--$	$-^o^-$	$-_o_$	$^_o^$
80	77	80	77.5	82
100	97	98	97	98
120	118.5	119	119	-
140	140	140	141	-
160	161	162	161	-
180	182	182	-	-
190	192	192	-	-

**5.2 lentelė.** Tempiamos „bombos“ panaudojimo metodo bandymo rezultatai

Bortinio prietaiso parodymai, <i>km/h</i>	Etaloninio prietaiso parodymai, <i>km/h</i> įvairioms skrydžio konfigūracijoms			
	--o--	-o-	-o-	^o^
77	75	78	75,5	80
97	95,5	96,5	95,5	96,5
118	118	118,5	118,5	-
138,5	140	140	141	-
159	161	162	161	-
180,5	182	182	-	-
191,5	192	192	-	-

Atliekant šiuos bandymus (tempiamos „bombos“ panaudojimo metodu), pradžioje lėktuvo nuosavos sistemos pilnojo slėgio imtuvas buvo įmontuotas kylio viršuje (paprastas statmenai nupjautas vamzdelis), tačiau mažam greičių intervalui bortinis prietaisas rodė pernelyg mažą greitį. Tai siejama su interferencinio srauto įtaka pilnojo slėgio matavimams. Įmontavus pilnojo slėgio imtuvą fiuzeliažo priekyje, ši problema buvo išspręsta. Šiame darbe pateikiami atliktų bandymų rezultatai, kai pilnasis slėgis matuojamas lėktuvo fiuzeliažo priekyje.

Atliekant bandymus tempiamo zondo - kūgio panaudojimo metodu matavimai buvo atliekami skirtingais greičiais dvejomis konfigūracijomis:

1. Skrendant horizontaliame skrydyje --o-- (neišleista sparnų mechanizacija) greičiais  $V_i = 200, 225, 250, 275 \text{ km/h}$ , lyginant lėktuvo bortinio ir etaloninio prietaisų parodymus. Režimo metu greitis buvo laikomas pagal lėktuvo bortinį greičio prietaisą;
2. Kartojamas pirmas punktas konfigūracijoje -o- (užsparniai išleisti  $\Delta = -7$  laipsnių kampu);

Šio bandymo metu užfiksuoti prietaisų parodymai pateikti 5.3 lentelėje. Įvertinus bortinio ir etaloninio prietaisų prietaisines paklaidas, gauti indikatoriniai ir koreguoti greičiai pateikti 5.4 lentelėje.



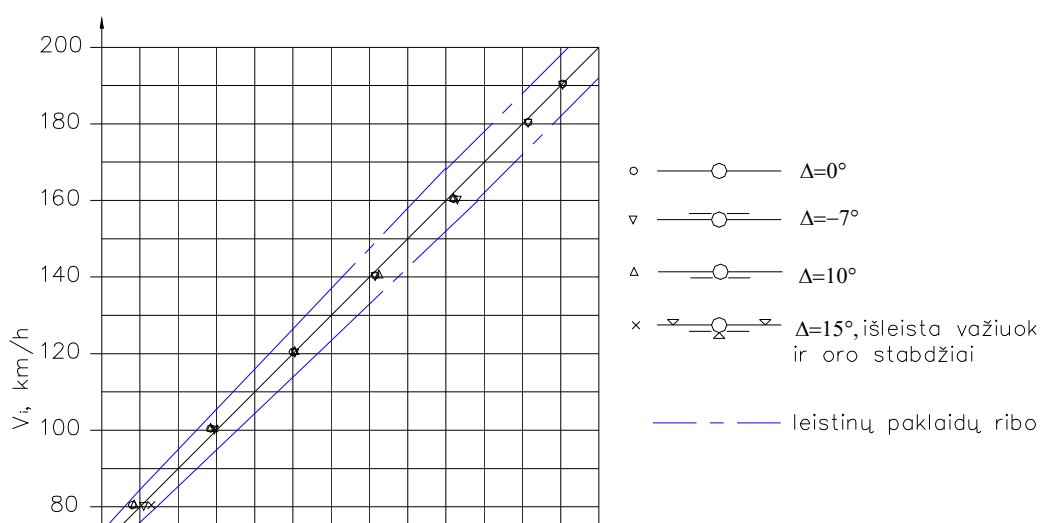
**5.3 lentelė.** Tempiamo zondo – kūgio panaudojimo metodo bandymo metu užfiksuoti prietaisų parodymai

Bortinio prietaiso parodymai, <i>km/h</i>	Etaloninio prietaiso parodymai, <i>km/h</i> įvairioms skrydžio konfigūracijoms	
	--o--	--o--
200	205	206
225	231	230
250	257	256
268	275	275

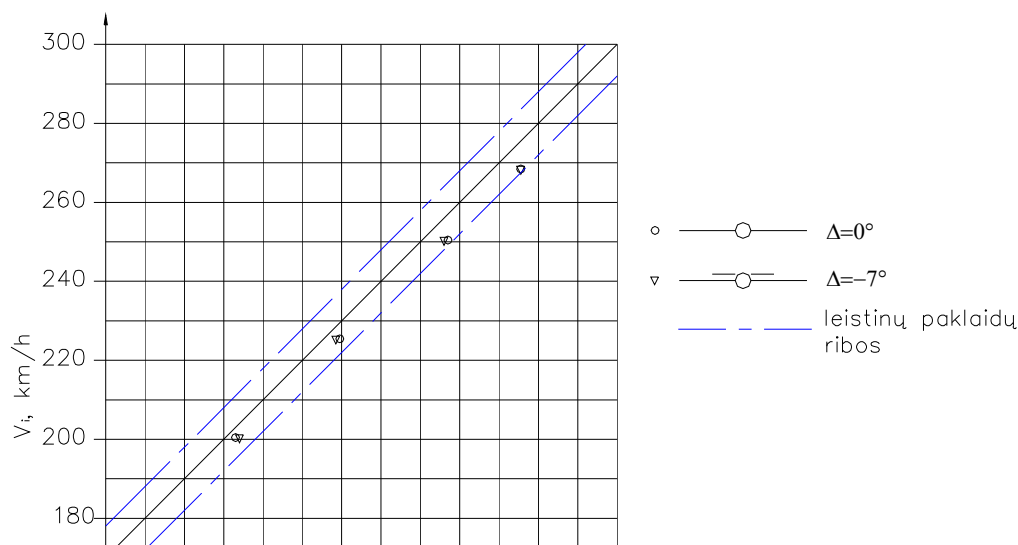
**5.4 lentelė.** Tempiamo kūgio – zondo panaudojimo metodo bandymo rezultatai

Bortinio prietaiso parodymai, <i>km/h</i>	Etaloninio prietaiso parodymai, <i>km/h</i> įvairioms skrydžio konfigūracijoms	
	--o--	--o--
202	205	206
226,5	231	230
251	258	257
269	276,5	276,5

Galima palyginti gautas indikatorinio ir koreguoto greičio reikšmes, tokiu būdu akivaizdžiai parodyt šių greičių skirtumus (paklaidas) (žiūr. 5.6, 5.7 pav.). Indikatorinis greitis atidedamas ašyse prilyginamas bortinio prietaiso reikšmėms atitinkamai pakeičiant koreguoto greičio reikšmes.



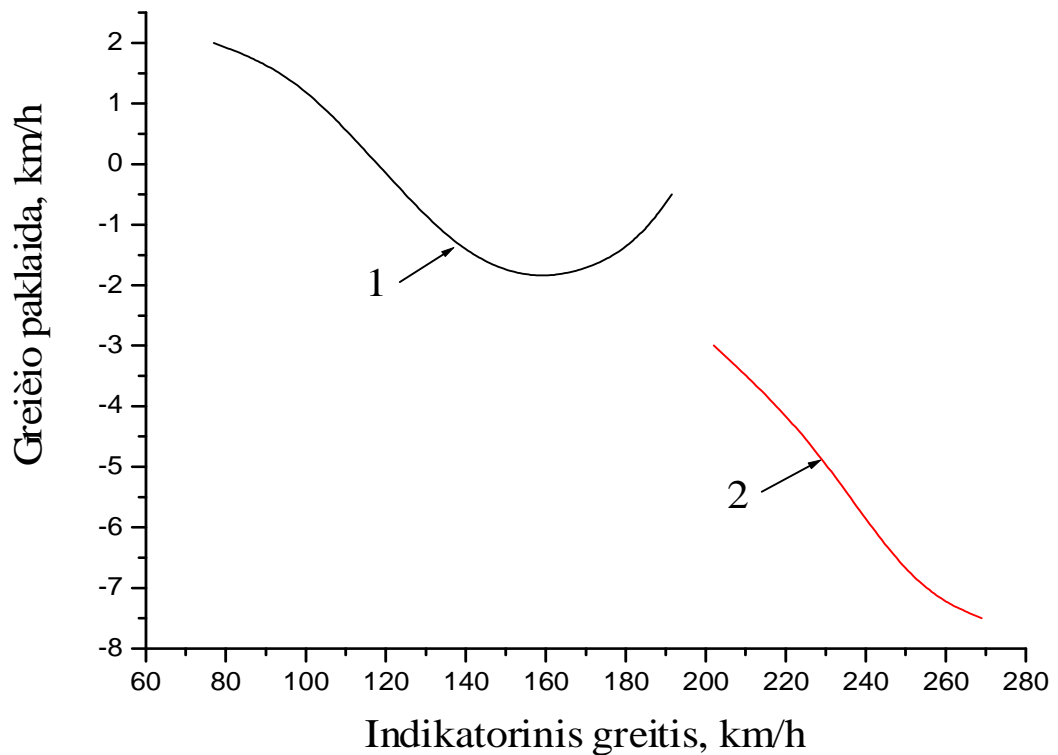
**5.6 pav.** Tempiamos „bombos“ panaudojimo metodu gautų indikatorinių ir koreguotų greičių palyginimas



**5.7 pav.** Tempiamo zondo - kūgio panaudojimo metodu gautų indikatorinių ir koreguotų greičių palyginimas

Taigi, iš atliktų greičio matavimo sistemos patikros bandymų rezultatų matome, kad greičio paklaidos neviršija JAR 22.1323 nustatytų apribojimų (žiūr. 5.6, 5.7 pav.). Didžiausios paklaidos yra esant maksimaliam skrydžio greičiui  $270 \text{ km/h}$ , mažiausios – esant nuo  $100$  iki  $130 \text{ km/h}$  (priklausomai nuo skrydžio konfigūracijos) (5.6 pav.). Kaip matome dažniausiai naudojami greičiai yra palyginus nedideli ir artimi tiems, kuriems esant greičio matavimo sistemos paklaidos yra mažiausios.

Iš skirtingais metodais atliktų bandymų rezultatų palyginimo, galima spręsti ir apie metodų tinkamumą naudoti tam tikrais režimais. Palyginus greičio paklaidų pasiskirstymo kreives, skrendant tais pačiais režimais (—o—) tik skirtingais greičiais ir panaudojant skirtingus patikros metodus, gauname kreivių trūkio tašką (žiūr. 5.8 pav.). Šis kreivės trūkis apibudina abiejų patikros metodų paklaidas. Atliekant matavimus tempiamos „bombos“ panaudojimo metodu, skrendant greičiu didesniu nei  $160 \text{ km/h}$ , atsiranda paklaidų dėl statinio slėgio zondo polinkio srauto atžvilgiu, kurį įtakoja per didelis dinaminis slėgis. O naudojant tempiamo zondo – kūgio sistemą greičiu mažesniu nei  $210 \text{ km/h}$  taip pat atsiranda paklaidų dėl statinio slėgio zondo polinkio srauto atžvilgiu, tik šiuo atveju dėl per mažo dinaminio slėgio. Kadangi gautų kreivių galų nukrypimai yra pakankamai nedideli, galima teigti, kad atlikti matavimai yra teisingi.



**5.8 pav.** Naudotų patikros metodų bandymams  $--o--$  konfigūracijoje palyginimas. 1 – tempiamos „bombos“ panaudojimo metodas; 2 – tempiamo zondo- kūgio panaudojimo metodas

Manau, svarbu atkreipti dėmesį į greičio pataisų (nagrinėjamų 2.1 skyriuje) ir paklaidų skirtumus. Paklaidos ir pataisos duotai reikšmei yra vienodo dydžio, bet priešingų ženklų. Prie indikatorinio skrydžio greičio pridėjus aerodinaminę greičio pataisą, gausime koreguotą greitį, o nagrinėjamos paklaidos gaunamos iš indikatorinio greičio atėmus koreguotą skrydžio greitį. Todėl 5.8 pav. vaizduojama paklaidų pasiskirstymo, o ne koreguoto greičio kreivės.

### 5.2.2. Skrydžio aukščio paklaidų tyrimas

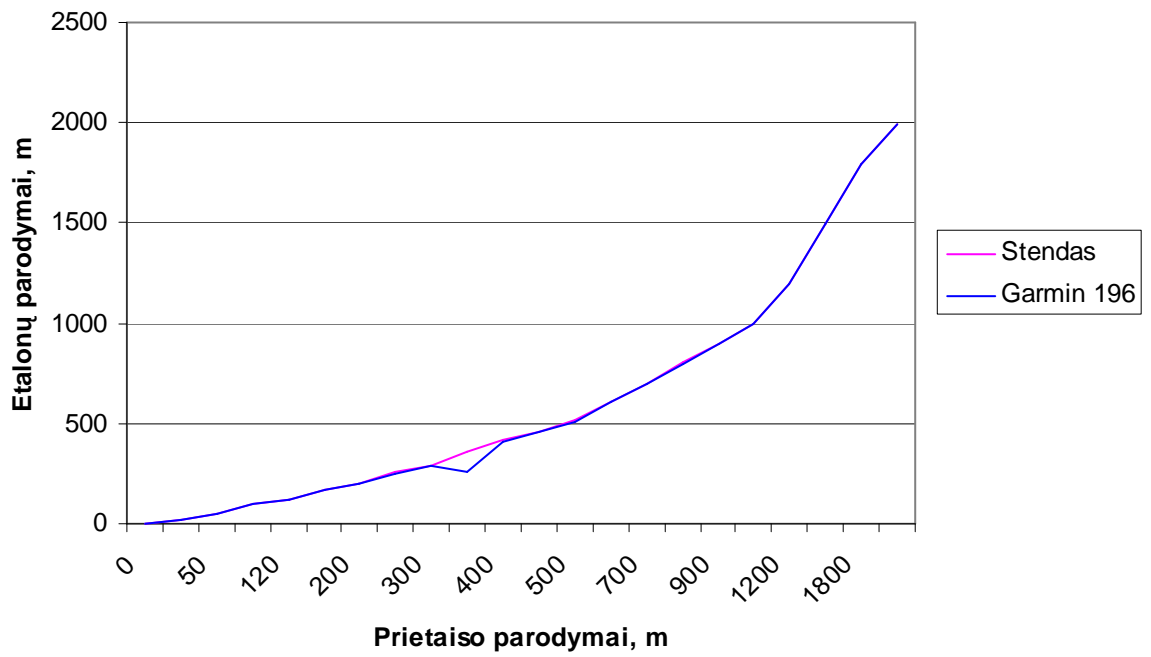
Projektuojamame lėktuve sumontuotas aukštmatas VD-10, kurio matavimo ribos yra nuo 0 iki 10 km.

Prietaisui paklaidos buvo tiriamos nuo 0 iki 2 km, prietaiso paklaidos tikrintos specialiaame prietaiso patikros stende ir skridimo metu naudojant papildomą navigacinį GPS prietaisą GARMIN 196.

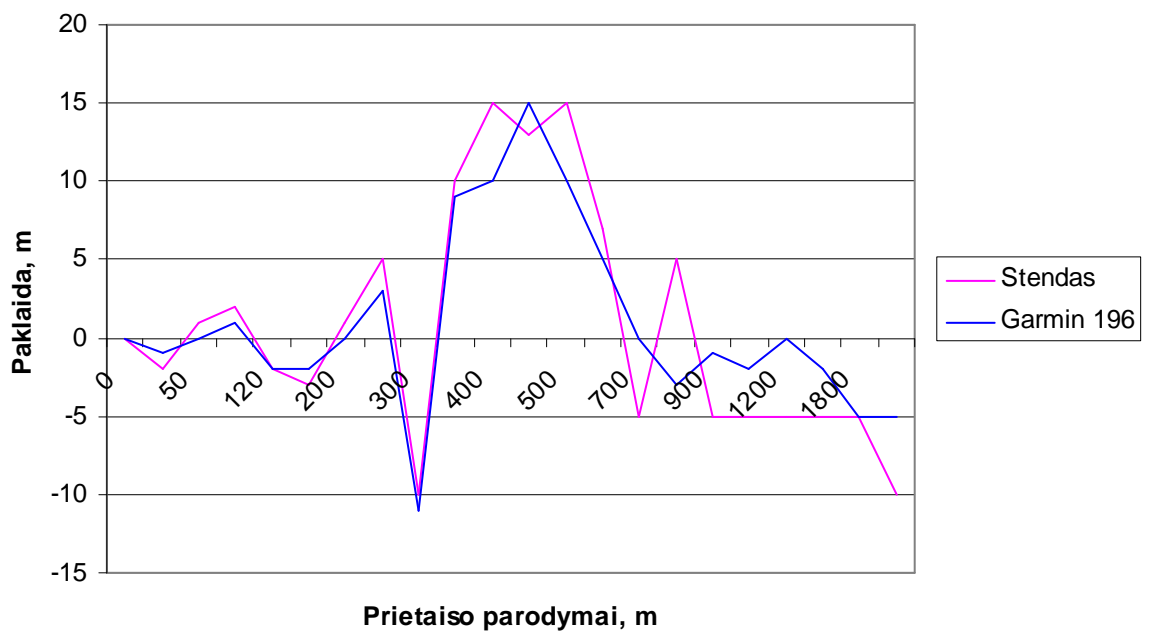
Tyrimo rezultatus pateikiu lentelėje.

**5.5 lentelė.** Aukštmatas VD-10, gamyklinis Nr. 1111492 patikros rezultatai

Prietaiso parodymai, <i>m</i>	Stendo parodymai, <i>m</i>	GARMIN 196 parodymai, <i>m</i>	Leistina paklaida, <i>m</i>
0	0	0	±5
20	18	19	±5
50	51	50	±5
100	102	101	±10
120	118	118	±10
170	167	168	±10
200	201	200	±15
250	255	253	±15
300	290	289	±15
350	360	259	±15
400	415	410	±20
450	463	455	±20
500	515	510	±20
600	607	605	±20
700	695	700	±20
800	805	797	±25
900	895	899	±25
1000	995	998	±25
1200	1195	1200	±35
1500	1495	1498	±35
1800	1795	1795	±35
2000	1990	1995	±35



5.9 pav. Aukštimačio parodymai



5.10 pav. Bandymų metu gautos aukštimačio paklaidos

Atlikus patikrinamuosius aukštimačio matavimus, matome, kad prietaiso parodymai yra leistinose ribose 5.5 lentelė.

## Išvados

Šiame darbe išsamiai išnagrinėti greičio ir aukščio matavimo sistemų veikimo principai. Išskirtos pagrindinės paklaidų atsiradimo priežastys, išnagrinėtos jų fizikinės prigimtys. Eksperimentinėje tiriamojoje dalyje pateiktas oro matavimo sistemų paklaidų eksperimentinis įvertinimas bei šių paklaidų sumažinimo būdai. Taip pat išnagrinėti žinomiausi greičio ir aukščio matavimo sistemų patikros metodai. Pateikti metodai leidžia konkrečiam orlaiviui parinkti labiausiai tinkantį ir tiksliausią patikros metodą.

1. Šiame darbe pateikti lėktuvo greičio matavimo sistemos bandymai. Atlikus patikros metodų analizę, buvo parinkti metodai greičių matavimo sistemos bandymams.
2. Atliekant greičio bandymus nuo 80 iki 200 km/h, nustatyta, kad paklaidos svyruoja nuo +2 iki -2 km/h. Tokiam greičių intervale ši paklaida nėra didelė ji siekia 1%.
3. Bandant lėktuvą didesniais greičiais intervale nuo 200 iki 275 km/h, paklaida yra neigiama, prietaisas rodo mažesnę greitį ir, didėjant greičiui, ši paklaida didėja. Nustatyta, kad paklaidos dydis svyruoja nuo -3 iki -7,5 km/h. Tokiam greičių intervale paklaidos dydis siekia 2,7%.
4. Atlikus bandymus gauti aukštimačio parodymai neviršija leistinų paklaidų ribų.
5. Pagal gautus greičio sistemos paklaidų dydžius galima spręsti, kad pito vamzdelio vieta parinkta teisingai, nėra montavimo vietos paklaidos.
6. Pagal gautus rezultatus matyti, kad greičio paklaidos neviršija JAR 22.1323 nustatytų apribojimų.

## Literatūros sąrašas

1. **Gracey, W.** 1981. Measurement of Aircraft Speed and Altitude. New York. MACA / NASA (ret), 262 p.
2. Schmerwitz Dietmar. Kalibrierung von Bordstaudruckanlagen mit Schleppsondensystemen. Institut für Flugmechanik, DLR Braunschweig Vortreg zum ideflieg-Wintertreffen, Μύνηηεν 1994. P. 2 - 13.
3. Pressure probes for fluid measurement // Prog. Aerospace Nr. 2. Bergamot Press 1975, P 147-223.
4. Котик М. Г. и др. Летные испытание самолета / А. В. Павлов, И. М. Пашковский. Москва. 1968. С. 32-77.
5. Снеико Ю. И. Исследование в полете устойчивости и управление самолета. Москва: Машиностроение 1971. С. 123-131.
6. Joint Aviation Requirement JAR – 22; Sailplanes and Powered Sailplanes Amendment, August 2001, F2.
7. International Standard. Flight dynamics – Concepts, quantities and symbols. Quantities used in measurements. Part 5. International Organization for Strandartization. ISO 1151-5: 1987.
8. Rausch T. Fahrtmesserkalibrierung - Vergleich der verschiedenen Methoden // Idaflieg Berichtsheft 2001. Akaflieg Stuttgart. P. 33-38.
9. Andreas L. Use of Satellite navigation for sailplane performance measurements // Volume XXII No.1, Institute of Flight Guidance and Control, Technical University Braunschweig. Germany 2001. P. 17-23.