

SKLANDYTUVO LAK-17B ŠARNYRINIO MOMENTO ANALIZAVIMAS APLINK
UŽSPARNIŲ SUKIMOSI AŠĮ, KAI KINTA AERODINAMINĖS KOMPENSACIJOS
PLOTAS

Olegas Kalitončikas

VGTU AGAI Aviacinės mechanikos katedra

El. p. olegas.kalitoncik@vgtu.lt

Anotacija: Straipsnyje išanalizuotas sklandytuvo LAK-17B šarnyrinis momentas aplink užsparnių sukimosi ašį nusi-stovėjusio skrydžio metu kintant aerodinaminės kompensacijos plotui bei užsparnių atlenkimo kampams. Skaičiavi-mai atlikti *Microsoft Excel* ir *Autodesk Inventor Professional 2011* programomis. Analizės metu gauti rezultatai pateikti grafiškai.

Reikšminiai žodžiai: užsparnis, apkrovos, jėga, šarnyrinis momentas, aerodinaminė kompensacija.

1. Įvadas

Orlaivių gamybos pramonėje, projektuojant mechaninę valdymo sistemą, visada iškyla klausimų dėl sistemos kompaktiškumo, masės ir patikimumo. Taip pat su ja susijusių elementų išdėstymu, forma bei medžiagomis. Šiame darbe yra analizuojama: šarnyrinio momento priklausomybė nuo užsparnių atlenkimo kampų nusistovėjusio skrydžio metu. Siekiant atlikti tyrimą buvo pasirinktas atitinkamas tiriamasis objektas – sklandytuvas LAK-17B.

LAK-17B sklandytuvas – tai vidursparnis ultralengvas orlaivis su įtraukiama vienrate važiuokle, kuris priklauso sportinei klasei. Sklandytuvas LAK-17B yra modifikuota sklandytuvo LAK-17A versija, todėl mechaniniu požiūriu visa šio sklandytuvo kinematika liko beveik tokia pati, pasikeitė tik sparno profilis bei liemens geometrija sparno sujungimo vietose. LAK-17B sklandytuvo sparno profilis yra artimas FX 67-K-150/17.

Geometrinis užsparnių ir eleronų mechaninės valdymo sistemos modelis buvo kuriamas *Autodesk Inventor Professional 2011* programine įranga. Šios programos galimybės yra labai plačios. Programa sukurta tam, kad būtų įmanoma kurti įvairių detalių ir gaminių prototipus bei modelius. *Autodesk Inventor Professional 2011* programine įranga sukurtos detalės gali būti tiriamos įvairiomis sąlygomis. Visos šios galimybės padeda rasti projektavimo klaidas pradinėje stadijoje, o tai leidžia sutaupyti laiko ir išlaidų prieš detalės paleidimą į gamybą.

Šarnyrinis momentas analizuotas *Microsoft Excel* programine įranga. Visi gauti rezultatai yra pateikti grafiškai.

2. Šarnyrio momento susidarymas aplink vairo sukimosi ašį

Skrydžio metu veikiančios aerodinaminės jėgos aplink valdymo plokštumų sukimosi ašis yra nemažiau reikšmingos už jėgas, veikiančias aplink orlaivio svorio centrą. Tokios jėgos yra vadinamos šarnyriniu momentu. Šarnyrinio momento dydis nurodo, kokią jėgą pilotas turi per-

duoti valdymo rankenoms, norint valdyti orlaivį. Kuo didesnis šarnyrinis momentas, tuo didesnę jėgą turi suteikti pilotas valdymo rankenoms. Nuo šarnyrinio momento dydžio priklauso viena svarbiausių charakteristikų skrydžio metu – tai skrydžio stabilumas esant laisvoms valdymo rankenoms.

Dažniausiai valdymo įtaisas orlaivyje sudarytas iš nejudamų dalių: stabilizatoriaus arba kilio bei judančių dalių: aukščio vairo, posūkio vairo, užsparnių ir eleronų.

Bet kokios valdymo plokštumos, pvz., užsparnių, šarnyrinį momentą galima užrašyti taip (Ostoslavskij 1957; Jeger 1983):

$$M_s = C_{mh} \cdot \frac{\rho v^2}{2} S_{flap} \cdot C_{flap}, \quad (1)$$

čia M_s yra šarnyrinis momentas; C_{mh} – šarnyrinio momento koeficientas; S_{flap} – užsparnio plotas; C_{flap} – užsparnio styga;

$\frac{\rho v^2}{2}$ – dinaminis slėgis.

Ši išraiška rodo, kad nekintant atakos kampams ir vairų atlenkimo kampams, tačiau kintant vairų plotams arba didinant skrydžio greitį, šarnyrinis momentas didėja. Toks šarnyrinio momento augimas gali būti labai reikšmingas. Pavyzdžiui, jei užsparnio plotas yra $S_{flap} = 0,5 \text{ m}^2$, styga $C_{flap} = 0,2 \text{ m}$ ir skrydžio greitis $v = 50 \text{ m/s}$, šarnyrinis momentas yra lygus: $M_s = C_{mh} \cdot 15,6$.

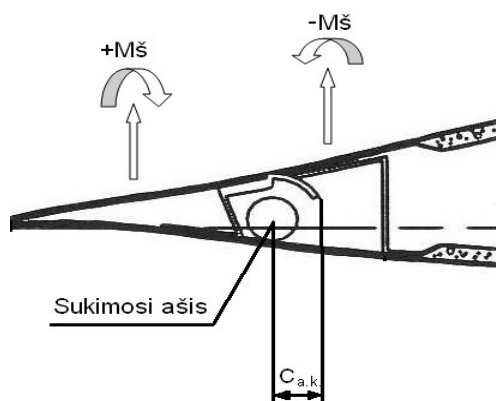
Tačiau išlaikant geometrijos panašumus, padidinus užsparnio plotą iki $S_{flap} = 3 \text{ m}^2$, stygą $C_{flap} = 0,49 \text{ m}$, o skrydžio greitį padidinus iki $v = 200 \text{ m/s}$, šarnyrinis momentas bus lygus: $M_s = C_{mh} \cdot 3675$.

Kaip matyti, nekintant šarnyrinio momento koeficientui, šarnyrinis momentas padidėjo apie 200 kartų.

Pateiktas pavyzdys rodo, kad nesinaudojant pagalbinėmis priemonėmis sumažinti šarnyrinio momento koeficientą C_{mh} , didėjant skrydžio greičiui ir orlaivio gabaritams, didės ir šarnyrinio momento reikšmė, o tuo tarpu didės ir jėga, kuria suteikiama valdymo rankenoms.

Jei vairo sukimosi ašis yra tam tikru atstumu $C_{a.k.}$ nuo vairo priekinės dalies, tai aplink vairo sukimosi ašį skirtinguose dalių plotuose susidaro skirtingų ženklų

šarnyriiniai momentai. Tokiu būdu yra sumažinama šarnyrinio momento reikšmė, dėl šios sumažintos reikšmės atsiranda apibrėžimas – „vairo aerodinaminė kompensacija“ (1 pav.).



1 pav. Aerodinaminė kompensacija

Fig. 1. Aerodynamic compensation

3. Šarnyrinio momento analizė užsparnio sukimosi ašies atžvilgiu

Nusistovėjusio skrydžio metu esant santykinai nedideliams atakos kampams, atlenkus užsparnius pagal fiksavimo padėtis: -1 (užsparnio atlenkimo kampas -5°); 0 (užsparnio atlenkimo kampas 0°); +1 (užsparnio atlenkimo kampas 5°); +2 (užsparnio atlenkimo kampas 10°) ir L (užsparnio atlenkimo kampas 15°) programa *Microsoft Excel* paskaičiuotas šarnyrinis momentas.

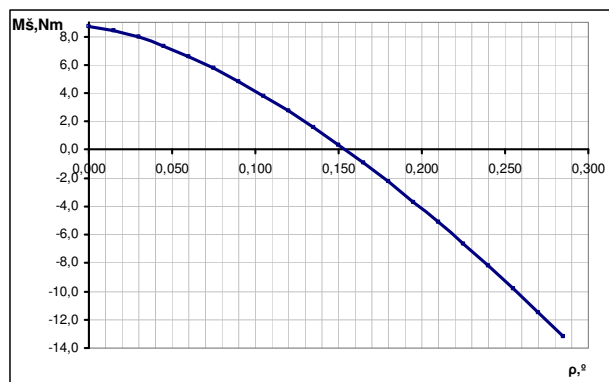
Pagal grafinį modelį (2 pav.) buvo atlikti tam tikri šarnyrinio momento skaičiavimai (Nelson 1989), kurie pateikti grafikuose.



2 pav. Užsparnių mechaninė valdymo sistema sumodeliuota *Autodesk Inventor Professional 2011* programa

Fig. 2. Mechanical flap control system modeled by *Autodesk Inventor Professional 2011* program

Žemiau pateiktas grafikas (3 pav.) rodo šarnyrinio momento priklausomybę nuo aerodinaminės kompensacijos ploto, esant užsparnio atlenkimo kampui pagal „-1“ fiksavimo padėtį. Skaičiavimo metu aerodinaminės kompensacijos ploto reikšmė kito kas $0,015 \text{ m}^2$ nuo 0 m^2 iki $0,285 \text{ m}^2$. Visi skaičiavimai atlikti pasirinkus skrydžio greitį $47,22 \text{ m/s}$ ir skrydžio aukštį 1000 m .

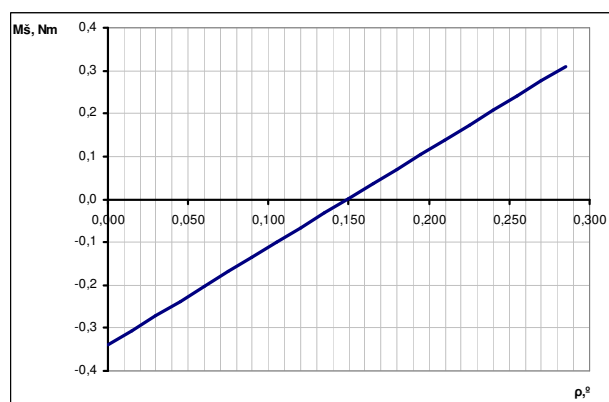


3 pav. Šarnyrinio momento priklausomybė nuo aerodinaminės kompensacijos ploto esant „-1“ fiksavimo padėtyje

Fig. 3. Hinge moment dependence with aerodynamic compensation area at fixed position “-1”

Iš grafiko matyti, kad šarnyrinio momento reikšmė turėjo tendenciją mažėti. Tai reiškia, kad šarnyrinis momentas, esant tam tikram aerodinaminės kompensacijos plotui, iš teigiamos apkrovos virsta neigiama apkrova. Šarnyrinis momentas išnyksta, kai aerodinaminės kompensacijos ploto reikšmė yra lygi apie $0,150 \text{ m}^2$.

Esant tokioms pačioms sąlygoms, apskaičiuota šarnyrinio momento priklausomybė nuo aerodinaminės kompensacijos ploto, kai užsparnio atlenkimo kampas turi „0“ fiksavimo padėtį.

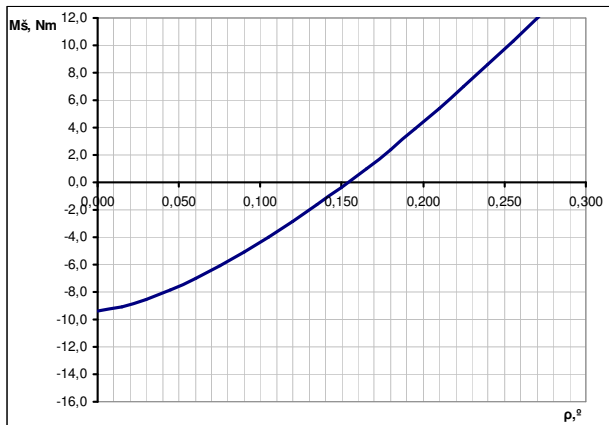


4 pav. Šarnyrinio momento priklausomybė nuo aerodinaminės kompensacijos ploto esant „0“ fiksavimo padėtyje

Fig. 4. Hinge moment dependence with aerodynamic compensation area at fixed position “0”

4 paveiksle pateikta akivaizdi šarnyrinio momento reikšmės didėjimo tendencija, t. y. neigiama apkrova virsta teigiama. Panašiai kaip ir ankščiau pateiktame grafike, 4 paveiksle pateiktas šarnyrinio momento išnykimas esant aerodinaminės kompensacijos ploto reikšmei apie $0,150 \text{ m}^2$.

Tęsiant tyrimą buvo apskaičiuota šarnyrinio momento priklausomybė nuo aerodinaminės kompensacijos ploto, esant užsparnio atlenkimo kampui pagal „+1“ fiksavimo padėtį. Visi skaičiavimai atlikti nekintant sąlygoms.

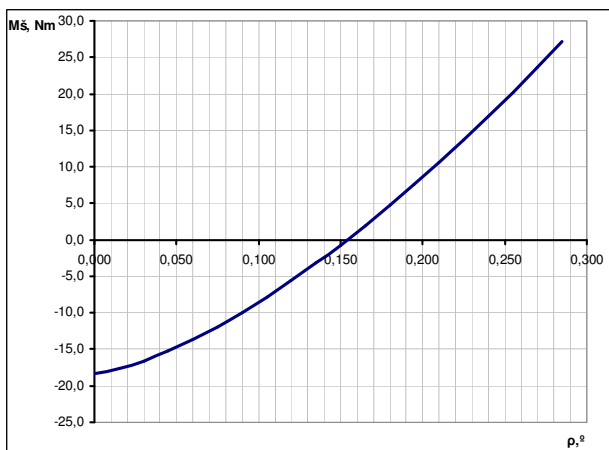


5 pav. Šarnyrinio momento priklausomybė nuo aerodinaminės kompensacijos ploto esant „+1“ fiksavimo padėtyje

Fig. 5. Hinge moment dependence with aerodynamic compensation area at fixed position “+1”

Kaip matyti 5 paveiksle, šarnyrinio momento reikšmė taip pat didėjo, neigiama apkrova, esant tam tikram aerodinaminės kompensacijos plotui, virsta teigiama. Ši reikšmė, panašiai kaip ir kituose grafikuose, išnyksta esant tam tikroms sąlygoms, t. y. kai aerodinaminės kompensacijos ploto reikšmė yra apie $0,150 \text{ m}^2$.

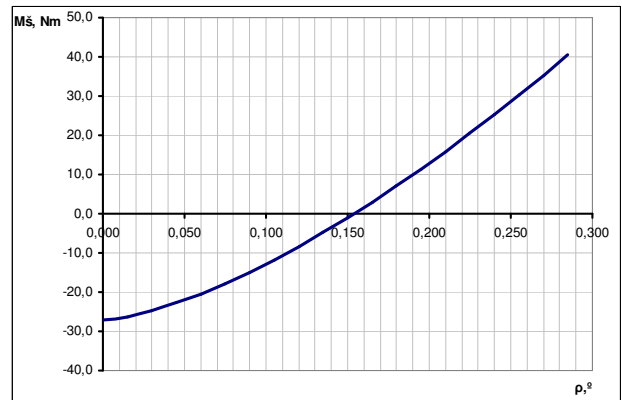
Šarnyrinio momento priklausomybės skaičiavimas atliktas nekeičiant sąlygų. Šis momentas priklauso nuo aerodinaminės kompensacijos ploto. Pats skaičiavimas atliktas esant užsparnio atlenkimo kampui „+2“ fiksavimo padėtyje.



6 pav. Šarnyrinio momento priklausomybė nuo aerodinaminės kompensacijos ploto esant „+2“ fiksavimo padėtyje

Fig. 6. Hinge moment dependence with aerodynamic compensation area at fixed position “+2”

6 paveiksle parodytas šarnyrinio momento didėjimas. Šiame grafike matyti, kad šarnyrinis momentas išnyksta, kai aerodinaminės kompensacijos ploto reikšmė yra apie $0,150 \text{ m}^2$. Šarnyrinis momentas tiesiogiai priklauso nuo aerodinaminės kompensacijos ploto, būtent todėl pravartu atlikti skaičiavimą esant užsparnio atlenkimo kampui „L“ fiksavimo padėtyje.



7 pav. Šarnyrinio momento priklausomybė nuo aerodinaminės kompensacijos ploto esant „L“ fiksavimo padėtyje

Fig. 7. Hinge moment dependence with aerodynamic compensation area at fixed position “L”

7 paveiksle matyti, kad šarnyrinio momento reikšmė turėjo didėjimo tendenciją, t. y. neigiama apkrova, esant tam tikram aerodinaminės kompensacijos plotui, virsta teigiama; šarnyrinis momentas išnyksta, kai aerodinaminės kompensacijos ploto reikšmė yra apie $0,150 \text{ m}^2$.

Palyginus optimaliausią teorinį aerodinaminės kompensacijos plotą su praktiniu matyti, kad aerodinaminės kompensacijos plotai $S_{a.k.}$ yra vienodi. Tai matyti 1 lentelėje:

1 lentelė. Sparno dalies geometriniai parametrai užsparnio veikimo zonoje

Table 1. Wing part geometrical parameters under flap working zone

S_I	S_{FLAP}	C_{FLAP}	$S_{A.K.}$	α	δ	$\frac{2M}{\rho v^2}$
2,359	0,537	0,170	0,150	0	-5	0,000142
2,359	0,537	0,170	0,150	1	0	0,000001
2,359	0,537	0,170	0,150	2	5	-0,000140
2,359	0,537	0,170	0,150	2,5	10	-0,000282
2,359	0,537	0,170	0,150	3	15	-0,000424

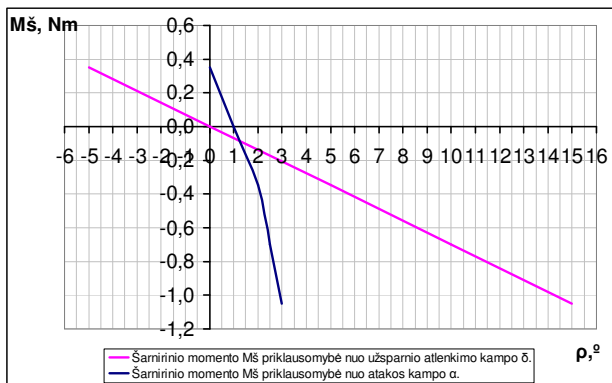
Čia S_{WING} yra Sparno dalies plotas, užsparnio veikimo zonoje m^2 ; S_{FLAP} – užsparnio plotas m^2 ; C_{FLAP} – užsparnio styga, m; $S_{A.K.}$ – užsparnio aerodinaminės kompensacijos plotas m^2 .

Pagal grafinį modelį (2 pav.) atliktas šarnyrinio momento priklausomybės skaičiavimas nuo užsparnio atlenkimo kampų ir atakos kampų.

Rezultatai rodo (8 pav.), kad šarnyrinio momento dydis kinta proporcingai užsparnių atlenkimo kampui. Nusistovėjusio skrydžio metu šarnyrinis momentas išnyksta, kai užsparnių atlenkimo kampas yra „0“ fiksavimo padėtyje.

Tačiau skrydžio metu pagrindinis parametras, kurio negalima keisti be pasekmių skrydžio kokybei, išlieka dinaminis slėgis $\frac{\rho v^2}{2}$. Todėl buvo atlikti šarnyrinio mo-

mento priklausomybės nuo aerodinaminės kompensacijos ploto skaičiavimai, neįvertinant dinaminio slėgio (2 lent.).



8 pav. Šarnyrinio momento priklausomybė nuo užsparnio atlenkimo ir atakos kampų

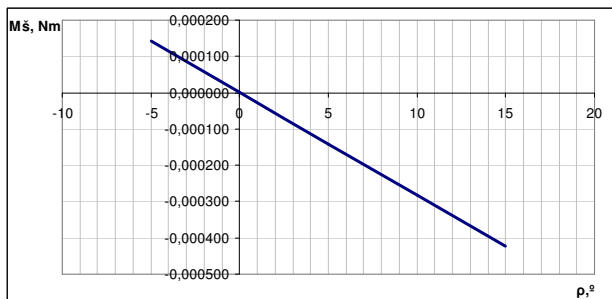
Fig. 8. Dependence of hinge moment with flap bend and attack angles

2 lentelė. Šarnyrinio momento skaičiavimų rezultatai, kai dinaminis slėgis nebuvo vertinamas

Table 2. Hinge moment computation results without dynamic pressure

S_{wing}	S_{FLAP}	C_{FLAP}	$S_{A.K.}$
2,359	0,537	0,170	0,150

2 lentelėje pateikti skaičiavimo rezultatai parodyti 9 paveiksle grafiškai:



9 pav. Šarnyrinio momento priklausomybė nuo užsparnio atlenkimo kampų neįvertinant dinaminio slėgio

Fig. 9. Dependence of hinge moment with flap bend angles without dynamic pressure

4. Išvados

Apibendrinus šarnyrinio momento priklausomybės nuo užsparnių atlenkimo kampų pagal fiksavimo padėtis -1; 0; +1; +2 ir L skaičiavimo rezultatus galima teigti, kad nusi-stovėjusio skrydžio metu optimaliausias aerodinaminės kompensacijos plotas yra $S_{a.k.} = 0,150 m^2$. Palyginus gautus teorinius rezultatus su išmatuotu užsparnio aerodinaminės kompensacijos plotu matyti, kad rezultatai yra vienodi.

Taip pat matyti (2 lent; 9 pav.), kad kintant užsparnių geometrijai, šarnyrinio momento reikšmė yra ganėti-

nai mažas dydis. Tokiu būdu mažinant aerodinaminę kompensaciją, yra mažinamas šarnyrinis momentas.

Literatūra

- Jeger, S. M. 1983. *Projektirovanie samoliotov*. Moskva: Mashinostroenie, 468–473.
- Nelson, R. C.; 1989. *Flight Stability and Automatic Control*. Aerospace and Mechanical Engineering Department University of Notre Dame, 34–41.
- Ostoslavskij, I. V. 1957. *Aerodinamika samoliota*, Gosudarstvennoe izdatelstvo oboronnoi promishlennosti, 338–374 (in Russian).

THE ANALYSIS OF HINGE MOMENT ROUND HEIGHT RUDDERS ROTATE AXIS OF THE GLIDERS LAK-17B, CHANGING AERODYNAMIC COMPENSATION AREA

O. Kalitončikas

Summary

In the article glider's LAK-17B hinge moment around the spin axis during the stabilized flight, when changing the aerodynamic compensation area and flap angles was analyzed. Calculations were performed in Microsoft Excel and Autodesk Inventor Professional 2011 programs. The results are presented graphically.

Keywords: flap, loading, strength, hinge moment, aerodynamic compensation.