



УНИВЕРЗИТЕТ У КРАГУЈЕВЦУ

ФАКУЛТЕТ ЗА МАШИНСТВО И
ГРАЂЕВИНАРСТВО У КРАЉЕВУ

Миодраг Миленковић-Бабић

**УЗДУЖНА СТАБИЛНОСТ И
УПРАВЉИВОСТ ЈЕДНОМОТОРНОГ
НИСКОКРИЛЦА ПОГОЊЕНОГ
ЕЛИСНОМ ПОГОНСКОМ ГРУПОМ**

Докторска дисертација

Краљево, 2020. год

ИНДЕТИФИКАЦИОНА СТРАНИЦА ДОКТОРСКЕ ДИСЕРТАЦИЈЕ

| |
|---|
| <i>I. Аутор</i> |
| Име и презиме: Миодраг Миленковић-Бабић |
| Датум и место рођења: 19.12.1983. године, Београд |
| Садашње запослење: Истраживач у Сектору за ваздухопловство Војнотехничког института |
| <i>II. Докторска дисертација</i> |
| Наслов: Уздужна стабилност и управљивост једномоторног нискокрилца погоњеног елисном погонском групом |
| Број страница: 102 |
| Број слика: 68 |
| Број библиографских података: 113 |
| Установа и место где је рад израђен: Универзитет у Крагујевцу, Факултет за машинство и грађевинарство у Краљеву |
| Научна област (УДК): 629.7.017.2 |
| Ментор: др Новак Недић, редовни професор |
| <i>III. Оцена и одбрана</i> |
| Датум пријаве теме: 22.05.2018. |
| Број одлуке и датум прихватања теме докторске дисертације: IV-04-651/11 од 12.09.2018. |
| Комисија за оцену подобности теме и кандидата: <ol style="list-style-type: none">1. др Новак Недић, редовни професор, Факултет за машинство и грађевинарство у Краљеву2. др Славиша Шалинић, ванредни професор, Факултет за машинство и грађевинарство у Краљеву3. др Марија Самарцић, научни сарадник, Војнотехнички институт у Београду и доцент, Универзитет одбране у Београду4. др Дијана Дамљановић, научни сарадник, Војнотехнички институт у Београду5. др Горан Оцокољић, научни сарадник, Војнотехнички институт у Београду |
| Комисија за оцену и одбрану докторске дисертације: <ol style="list-style-type: none">1. др Часлав Митровић, редовни професор, Машински факултет Универзитета у Београду2. др Иван Костић, редовни професор, Машински факултет Универзитета у Београду3. др Александар Бенгин, редовни професор, Машински факултет Универзитета у Београду4. др Славиша Шалинић, ванредни професор, Факултет за машинство и грађевинарство у Краљеву Универзитет у Крагујевцу5. др Марија Самарцић, научни сарадник, Војнотехнички институт у Београду и доцент, Универзитет одбране у Београду |
| Датум одбране дисертације: |

ЗАХВАЛНОСТ АУТОРА

Ова докторска дисертација је резултат вишегодишњег научног и стручног рада кандидата у области Ваздухопловства.

Желим да се захвалим свом ментору професору др Новаку Недићу за несебичну непрестану помоћ током израде ове докторске дисертације.

Члановима Комисије за оцену и одбрану докторске дисертације др Чаславу Митровићу, др Ивану Костићу, др Александру Бенгину, др Славиши Шалинићу и др Марији Самарцић захваљујем се на одвојеном времену и корисним сугестијама којима су допринели квалитету ове дисертације.

Члановима комисије за оцену научне заснованости теме и испуњености услова кандидата др Новаку Недићу, др Славиши Шалинићу, др Марији Самарцић, др Дијани Дамљановић и др Горану Оцокољићу се захваљујем на корисним сугестијама којима су допринели у дефинисању проблема истраживања и начина како да се исти реши.

Посебну захвалност дугујем Војнотехничком институту као и колегиницама и колегама из Сектора за ваздухопловство Војнотехничког института и његовим бившим члановима (пензионерима) на подршци и помоћи током рада и стицања нових знања.

Такође, желим да се захвалим припадницима Техничког Опитног Центра на сарадњи јер без њиховог активног учешћа током летних испитивања тај посао би био много компликованији и напорнији за реализовање.

Неизмерну захвалност дугујем својој породици и пријатељима на безрезервној подршци, разумевању и стрпљењу током израде дисертације.

Миодраг Миленковић-Бабић, дипл. маш. инж.

РЕЗИМЕ

Предмет докторске дисертације је истраживање стабилности и управљивости авиона ЛАСТА са посебним освртом на утицај погонске групе са вучном елисом разматраног једномоторног нискокрилца.

Чињеница је да теоријске и нумеричке методе не могу да понуде увек резултате потребне за доношење одлуке о детаљном пројектовању у многим практичним проблемима. Да би се превазишао овај проблем користе се резултати аеротунелских испитивања одговарајућих модела летелица и летних испитивања.

Најрационалнији приступ у решавању скоро сваког аеродинамичког проблема базиран је на примени теоретских резултата, експерименталних и нумеричких метода, комбинованим на одговарајући начин и допуњених искуством и знањем.

Истраживање у овој дисертацији је спроведено на основу теоријских метода прорачуна присутних у литератури дуги низ година, модификованог прорачуну доприноса вучне силе погонске групе са елисом, аеротунелским резултатима и летним испитивањима.

Дат је и кратак осврт на у овом тренутку доступне податке о испитивањима летелица путем CFD симулација као и примене резултата аеротунелских испитивања.

Испитивања су извршена како за задњу центражу, за коју је питање стабилности критично, тако и за предњу центражу где се намеће проблем управљивости, односно могућности да се са расположивим отклоном команде оствари тражени маневар.

Верификација прорачунских резултата је остварена летним испитивањима. Ови резултати су упређени са доступним резултатима о авионима истог типа.

Унапређени прорачун допринуса вучне силе погонске групе са елисом уздужној стабилности је презентоване у овом раду. Ове информације омогућавају прецизнији прорачун стабилности летелица и боље разумевање физикалних процеса који се дешавају током лета у маневру.

Кључне речи: једномоторни авион, уздужна стабилност, управљивост, утицај снаге мотора, утицај вучне силе мотора, неутрална тачка, летна испитивања, механика лета.

ABSTRACT

The subject of the Ph.D. thesis is an investigation of stability and control of the aircraft LASTA, with a special interest in propeller thrust force contribution to airplane longitudinal stability.

It is well known that theoretical and numerical methods cannot provide the results required for making detailed design decisions in many practical cases. In order to solve this problem experimental (wind tunnel and flight test) results are necessary.

The most successful approach to solving almost any problem in aerodynamics is based on using results obtained theoretically, by experimentation, and by numerical methods, appropriately combined and complemented by experience.

In this thesis research was done on the basis of theoretical calculated methods available in the literature for many years, modified calculated procedures for propeller thrust force contribution to the longitudinal stability, wind tunnel test results on aircraft model, and by flight test.

A short retrospective of the CFD simulation results is given as well as wind tunnel test results.

The research has been done for the rearward position of the center of gravity for which the stability of aircraft is critical, and also for the forward position of the center of gravity, for which control of the aircraft is critical, that is, the ability to obtain the required maneuver with the available control deflection.

Verification of the research of the theoretical calculated methods was done by flight tests. Obtained results were compared with those from the worlds' relevant single-engine tractor propeller aircraft.

An improved calculation method for estimation of propeller thrust force contribution to airplane longitudinal stability analysis has been presented. This information should enable more precise insight into aircraft stability analysis and a better understanding of the physical process that occurs during maneuver flight.

Keywords: single-engine aircraft, longitudinal stability, control, power effects, propeller thrust force effect, neutral point, flight tests, flight mechanics.

САДРЖАЈ

| | | |
|-------|---|----|
| 1 | Увод..... | 1 |
| 1.1 | Предмет истраживања | 2 |
| 1.2 | Циљеви истраживања | 3 |
| 1.3 | Примењене методе истраживања | 4 |
| 2 | Увод у стабилност и управљивост авиона..... | 5 |
| 2.1 | Авион као динамички систем | 7 |
| 2.1.1 | Динамички координатни систем | 7 |
| 2.1.2 | Стабилносни координатни систем | 8 |
| 2.1.3 | Брзински координатни систем..... | 8 |
| 2.1.4 | Аеродинамички координатни систем | 9 |
| 2.2 | Једначине кретања авиона..... | 10 |
| 2.3 | Дефиниција стабилности и управљивости | 11 |
| 2.3.1 | Статичка стабилност..... | 11 |
| 2.3.2 | Динамичка стабилност | 13 |
| 2.3.3 | Управљивост авиона | 14 |
| 3 | Процена уздужне статичке стабилности..... | 15 |
| 3.1 | Допринос крила | 16 |
| 3.2 | Допринос трупа и моторских гондола | 17 |
| 3.3 | Допринос хоризонталног репа | 18 |
| 3.4 | Процена неутралне тачке авиона са држаном командом | 20 |
| 3.5 | Испитивање стабилности у лету..... | 22 |
| 3.6 | Утицај великих брзина на уздужну статичку стабилност..... | 22 |
| 3.7 | Процена уздужне статичке стабилности са пуштеном командом..... | 23 |
| 3.7.1 | Шарнирни моменти крмила висине | 23 |
| 3.7.2 | Помоћно крмилу..... | 26 |
| 3.7.3 | Уздужна статичка стабилност и неутрална тачка са пуштеном командом..... | 27 |
| 3.8 | Процена уздужне статичке стабилности у маневру | 29 |
| 3.9 | Аеротунели и њихова примена | 31 |
| 3.10 | CFD методе и њихова примена..... | 34 |
| 4 | Прорачунски резултати анализе стабилности авиона ЛАСТА-П2 | 39 |
| 4.1 | Утицај погонске групе на уздужну статичку стабилност | 46 |

| | | |
|-----|--|----|
| 4.2 | Утицај погонске групе са елисом | 48 |
| 4.3 | Модификовани прорачун доприноса вучне погонске силе | 49 |
| 5 | Верификација прорачунских резултата експерименталним испитивањима..... | 53 |
| 5.1 | Експериментални резултати испитивања авиона у чистој конфигурацији..... | 54 |
| 5.2 | Обрада и анализа експерименталних резултата..... | 60 |
| 5.3 | Одређивање неутралне тачке на основу експерименталних резултата | 65 |
| 5.4 | Приказ утицаја асиметрије вучне силе елисе кроз експерименталне резултате..... | 71 |
| 6 | Анализа утицаја подвесних средстава на стабилност авиона..... | 76 |
| 7 | Управљивост авиона | 80 |
| 7.1 | Експериментална верификација прорачунских резултата управљивости авиона ЛАСТА-П2..... | 86 |
| 8 | Закључак и правци даљег истраживања | 90 |
| 9 | Прилог ESDU 89047 (ИЗЛАЗНИ ФАЈЛ) | 93 |
| 10 | Литература | 96 |

СПИСАК КОРИШЋЕНИХ ОЗНАКА

| | |
|------------------------|---|
| $a.c.$ | Аеродинамички центар |
| AFQ | Софтверски пакет намењен анализи квалитета лета авиона развијен у Војнотехничком институту |
| a | Градијент узгона крила авиона |
| a_0 | Градијент узгона аеропрофила |
| a_h | Градијент узгона хоризонталног репа |
| α , <i>ALFA</i> | Нападни угао авиона ($^\circ$) |
| α_{uk} | Угао уградње крила у односу на реперну осу авиона ($^\circ$) |
| α_{uh} | Угао уградње хоризонталног репа у односу на реперну осу авиона ($^\circ$) |
| α_{ve} | Нападни угао вучне силе елисе ($^\circ$) |
| α_k | Нападни угао крила ($^\circ$) |
| α_{KR} | Критични нападни угао ($^\circ$) |
| α_n | Угао нултог узгона ($^\circ$) |
| α_a | Аеродинамички нападни угало ($^\circ$) |
| α_h | Нападни угао хоризонталног репа ($^\circ$) |
| β , <i>BETA</i> | Угао клизања авиона, Отклон тримера крмила висине ($^\circ$), Утицај стишљивости ваздуха |
| V | Брзина лета авиона (km/h), тотална бочна брзина кретања авиона (m/s), Запремина подвесног терета испред нападне ивице крила (m ³) |
| V_C | Калибрисана брзина лета авиона (km/h) |
| V_i | Инструментална брзина лета авиона (km/h) |
| V_{trim} | Утримована брзина лета авиона (km/h) |
| V_{NE} | Никад достигнута брзина (km/h) |
| V_{FC}/M_{FC} | Максимална брзина/Махов број за стабилносне карактеристике (km/h) |

| | |
|--|--|
| V_{tds} | Брзина одступања приликом испитивања стабильности (km/h), (Airplane test departure speed) |
| V_{frs} | Брзина слободног повратка авиона (km/h), (Airplane free-return speed) |
| V_{sl} | Брзина превлачења (столинга) авиона за дату конфигурацију лета (km/h) |
| $V_{min(cl)}$ | Минимална брзина за коју је потребно извршити испитивање пењања са увученим стајним органима и закрилцима (km/h) |
| V^* | Брзина лета летелице при којој је отпор летелице минималан или брзина лета летелице при којој крива потиска тангира криву отпора летелице, (m/s) |
| V_h | Волуменски коефициент хоризонталног репа |
| $V^{2/3}$ | Референтна површина свођења градијента узгона тела (m^3) |
| g | Убрзање Земљине теже (m/s^2) |
| G_p | Преносни однос у уздужном командном колу управљања |
| d_h | Растојање између тежишта летелице и а.с. хоризонталног репа (m) |
| DH, δ_k | Отклон крмила висине ($^\circ$) |
| DV | Отклон крмила правца ($^\circ$) |
| DK | Отклон десног крилца ($^\circ$) |
| D_x, D_0 | Пречници подвесних тела (m) |
| d | Удаљеност од тежишта до аеродинамичког центра хоризонталног репа (m) |
| ε | Угао повијања ваздушне струје иза крила ($^\circ$) |
| ε_0 | Угао повијања ваздушне струје иза крила при углу нултог узгона ($^\circ$) |
| $\varepsilon_\alpha, (\partial\varepsilon/\partial\alpha)$ | Градијент повијања ваздушне струје |
| z_a | Растојање а.с. крила у односу на тежиште летелице мерено дуж Z осе (m) |
| z_T | Растојање правца дејства вучне силе у односу на тежиште летелице мерено дуж Z осе (m) |
| I_x | Момент инерције око X-осе (kgm^2) |

| | |
|-------------|---|
| I_y | Момент инерције око Y-осе (kgm^2) |
| I_z | Момент инерције око Z-осе (kgm^2) |
| I_{xz} | Центрифугални момент инерције (kgm^2) |
| k | Однос градијента узгона и теоретског градијента узгона (2π) |
| k_e | Константа (однос градијента узгона стварног крила и референтног крила) |
| $k_2 - k_1$ | Представља Мунков фактор дат на дијаграму 4.2.1.1-20а и функција је виткости тела f |
| L | Дужина трупа или гондола (m), Момент ваљања (Nm), око X осе |
| l_n | Удаљеност предње тачке трупа или гондола од тачке на првој четвртини тетиве крила у равни симетрије трупа или гондола (m) |
| l | Тетиве крила у равни симетрије трупа или гондола (m) |
| \bar{l} | Средња геометријска тетива крила (m) |
| l_b | Дужина подвесног тела (m) |
| λ | Виткост крила авиона |
| λ_e | Еквивалентна виткост крила авиона |
| L_e | Растојање правца дејства вучне силе у односу на тежиште летелице мерено дуж X осе (m) |
| LES | Симулација великих вртлога (Large eddy simulation) |
| l_{LASh} | Средња аеродинамичка тетива хоризонталног репа (m) |
| LK | Отклон левог крилца ($^\circ$) |
| m | Маса авиона (kg) |
| M | Махов број, Момент пропињања и обрушавања (Nm), око Y осе |
| M_{kr} | Критичан Махов број |
| M_u | Момент услед утицаја промене брзине лета летелице (Nm) |
| $M_{a.c.}$ | Момент око аеродинамичког центра крила авиона (Nm) |

| | |
|------------|--|
| M_{u_r} | Момент услед утицаја вучне силе погонске групе (Nm) |
| M_{FUS} | Момент услед утицаја трупа авиона (Nm) |
| M_{Pg} | Момент услед утицаја погонске групе (Nm) |
| M_h | Шарнирни момент хоризонталног крмила (Nm) |
| N | Момент скретања (Nm), око Z осе |
| N_e | Нормална сила елисе (N) |
| N_z, n_z | Убрзање у правцу Z осе $\left(\frac{m}{s^2}\right)$ |
| P | Снага мотора (W) |
| p | Угаона брзина ваљања (1/s), око X осе |
| r | Угаона брзина скретања(1/s), око Z осе |
| r_{xp} | Растојање пилота од тежишта авиона (m) |
| $Roll$ | Угао нагиба авиона око подужне (X-осе) осе ($^\circ$) |
| ρ | Густина ваздуха на висини лета (kg/m^3) |
| l_{SAT} | Средња аеродинамичка тетива крила (m) |
| S | Површина крила (m^2) , Максимална ширина трупа или гондола (m) |
| S_0 | Попречни пресек тела на месту x_0 (m^2) |
| S_x | Попречни пресек тела дуж x осе (подужне осе тела) (m^2) |
| S_h | Површина хоризонталног репа (m^2) |
| $C.T.$ | Стајни трап |
| s | Лапласов оператор |
| t | Време (s) |
| T | Вучна сила погонске групе (N) |
| TH | Отклон тримера крмила висине ($^\circ$) |
| τ | Фактор ефикасности крмила |

| | |
|----------------------|---|
| τ_T | Фактор ефикасности тримера |
| U | Тотална аксијална брзина кретања авиона (m/s) |
| f | Виткост подвесног тела |
| F_p | Сила на пилотској палици (N) |
| F_x | Сила на пилотској палици (daN), Сила у правцу X осе (N, daN) |
| F_y | Сила у правцу Y осе (N) |
| F_z | Сила у правцу Z осе (N) |
| F_N | Нормална сила (N) |
| F_T | Тангенцијална сила (N) |
| $FRSE$ | Опсег брзина при испитивању стабилности у коме треба да се стабилише летелица да би имала задовољавајуће стабиносне карактеристике (km/h) |
| H_i | Надморска висина (m) |
| Δh_N | Померање неутралне тачке |
| h_N | Неутрална тачка авиона са држаном командком |
| h_N' | Неутрална тачка авиона са слободном командком |
| h | Релативни положај аеродинамичког центра крила авиона |
| $h_{N(kon)}$ | Неутрална тачка авиона у присуству подвесног терета |
| $h_{N(a)}$ | Неутрална тачка авиона без присуству подвесног терета |
| $C.G.$ | Центар гравитације |
| C_z | Коефицијент узгона |
| $C_{z\alpha}$ | Дериватив коефицијента узгона по нападном углу |
| $C_{m\alpha}$ | Дериватив коефицијента момента пропињања по нападном углу |
| $(C_{m\alpha})_{TR}$ | Градијент узгона трупа |
| C_{m_T} | Коефицијент момента пропињања услед утицаја вучне силе погонске групе |

| | |
|--|---|
| $C_{L\alpha\alpha}$ | Градијент узгона стварног крила |
| $C_{L\alpha_{BODY}}$ | Градијента коефицијента узгона тела ротационог облика |
| C_{re} | Тетива крила на месту подвешеног тела (m) |
| C_x | Коефицијент отпора |
| C_{x0} | Коефицијент отпора облика |
| C_{xi} | Коефицијент индукованог отпора |
| C_m | Коефицијент момента |
| $C_{m_{a.c.}}$ | Коефицијент момента око аеродинамичког центра крила авиона |
| $C_{m_{FUS}}$ | Коефицијент момента трупа авиона |
| $C_{m\delta}$ | Извод коефицијента момента пропињања по углу отклона командне површине |
| $C_{m\delta_h}$ | Извод коефицијента момента пропињања по углу отклона крмила висине |
| $C_{h\delta_i}$ | Извод коефицијента момента пропињања по углу отклона тримера |
| $C_{X\min}$ | Коефицијент минималног отпора |
| C_h | Коефицијент момента крмила висине |
| C_{h0} | Коефицијент момента крмила висине при нултом отклону крмила и нултом нападном углу хоризонталног репа |
| $\left(\frac{C_m}{dC_Z}\right)_{TR}$ | Допринос трупа стабилности авиона |
| $\left(\frac{C_m}{dC_Z}\right)_G$ | Допринос моторских гондола стабилности авиона |
| $\left(\frac{dC_{mP}}{dC_Z}\right)_T$ | Допринос вучне силе стабилности авиона |
| $\left(\frac{dC_{mP}}{dC_Z}\right)_{Ne}$ | Допринос нормалне силе стабилности авиона |

| | |
|---|---|
| $\left(\frac{dC_m}{dC_Z}\right)_{SK}$ | Стабилност авиона са слободном командом |
| $\left(\frac{dC_m}{dC_Z}\right)_{DK}$ | Стабиолност авиона са држаном командом |
| $\left(\frac{dC_m}{dC_Z}\right)_{\substack{slobodnog \\ krmila}}$ | Допринос стабилности слободне команде |
| ΔC_h | Прираштаји коефицијента шарнирног момента услед отклона крмила висине |
| $(\Delta C_m)_T$ | Допринос вупне/потисне силе уздужној стабилности на основу DATCOM методе |
| x_a | Растојање а.с. крила у односу на тежиште летелице мерено дуж X осе (m) |
| x | Опсег промене брзине при испитивању стабилности (km/h) |
| x_b | Дужина дела тела испред нападне ивице крила (m) |
| x_{ti} | Растојању од нападне ивице крила до тежишта локалног сегмента тела (m) |
| x_0 | Је место на телу где је струјање још увек потенцијално, што је функција од x_1 (m) |
| x_1 | Представља место на телу где параметар $\frac{dSx}{dx}$ први пут достиже негативну вредност (m) |
| Δx_i | Ширина локалног сегмента тела по осе тела (m) |
| Yow | Правац кретања авиона у односу на изабрани правац орјентације (°) |
| W | Тотална нормална брзина кретања авиона (m/s) |
| W_{fi} | Ширина тела управно на осу на месту тежишта локалног сегмента тела (средња вредност ширине) (m), Ширина сегмента трупа авиона (m) |
| δ_t | Отклон тримера (°) |
| δ_{kl} | Угао лебдења крмила висине (°) |
| η_h | Однос динамичких притисака у зони хоризонталног репа и крила авиона |

| | |
|--------------------------|---|
| $\eta_{propeller}$ | Ефикасност пропелера |
| θ | Угао нагиба путање лета према хоризонту односно угао пропињања ($^{\circ}$) |
| q | Угаона брзина пропињања и обрушавања (1/s), око Y осе, Динамички притисак у зони крила (Pa) |
| q_h | Динамички притисак у зони хоризонталног репа (Pa) |
| γ | Угао нагиба путање летелице ($^{\circ}$) |
| φ | Нагиб осе авиона према хоризонту ($^{\circ}$) |
| $\partial\Delta_{(kon)}$ | Прираштај резерве стабилности услед подвешевања терета |
| Δ_a | Резерва стабилности авиона пре подвешавања терета |
| $\Delta_{a+(kon)}$ | Резерва стабилности у присуству подвешеног терета |
| $\Delta_{(C.G.)}$ | Захтевана резерва стабилност |

1 УВОД

Потреба за развојем летелица високих перформанси је све већа. Од нових летелица се захтева да извршавају различите мисије, чак и у деловима анvelope лета где динамика кретања летелице није добро позната. Све ово доводи до тога да се летелица налази на граници стабилности и непоузданости/несигурности примењеног математичког модела који се користи за апроксимацију динамике лета. Овај концепт непоузданости/несигурности математичког модела има своју посебну улогу током развоја система управљања летелицама [1]. Из наведених разлога пројектовање летелица се обавља у циклусима [2]. У овим циклусима често долази до модификација како би се задовољили сви захтеви и прописи, било за употребу летелица у цивилству [3, 4], или за војне потребе [5]. Како се одвијају циклуси процеса конструисања летелице, подаци о њој постају све прецизнији, са све мањим бројем непознатих везаних за изглед и структуру летелице. У почетку, иницијални изглед летелице произлази из доступних прорачунских метода и искуства, а на основу постављених тактичко-техничких захтева и/или прописа. За иницијални прорачун аеродинамичких карактеристика летелице могу се користити различити софтверски пакети од којих треба истаћи ACSYNT, Advanced Aircraft Analysis, FLOPS, PIANO, софтвер за процену уздужне стабилности летелица, PODYST_ALFA, TURBOLASTAPERF, WSP и “AFQ” (Aerodynamic flying qualities) [6-14].

Математички модел који се користи за описивање кретања летелица је једна апроксимација стварне динамике лета, општеприхваћена и коришћена током развоја система управљања летелица дуги низ година. Ипак, непоузданост/несигурност примењеног математичког модела може имати значајне ефекте на перформансе и стабилност летелица. Овај ефекат нарочито долази до изражаја када је летелица пројектована тако да буде нестабилна аеродинамичка конфигурација која је стандардна за борбене авионе новије генерације или за летелице са малом резервом стабилности као што су беспилотне летелице или авиони за обуку војних пилота.

Динамика летелице се са становишта стабилности и управљивости може пројектовати у областима подешавања облика авиона, реализације система управљања летом и подешавања инерцијалних карактеристика. Један од најзахтевнијих задатака при пројектовању система управљања летелицом је што тачније одређивање утицаја погонске групе на стабилност летелице као и смањење одступања прорачунских (предвиђених) вредности инерцијалних карактеристика од реално постигнутих. До одступања у инерцијалним карактеристикама летелице веома често долази због примене нових композитних материјала чије карактеристике нису увек добро познате.

Додатан проблем пројектовању одговарајућег система управљања летелицом представља окружење у коме ће се она користити. Односно, од система се захтева да поседује одговарајуће карактеристике стабилности и управљивости у затвореном колу. Затворено коло се састоји од летелице са једне стране и пилота и/или система управљања са друге стране. У случају када летелица не поседује одговарајуће стабилносне и/или управљачке карактеристике увођењем одговарајућих повратних спрега, компензационих филтера као и појачавача летелица се преводи у стабилно стање са становишта осећаја

пилота. И поред тога што савремени системи управљања летелицама наговештавају потенцијалне бенефите по питању бољих перформанси и адекватног управљања, за све ове методе неопходан је аеродинамички опис летелице у простору стања. Он може бити заснован на класичној теоретској аеродинамици, аеротунелским испитивањима или анализама добијеним на основу различитих нумеричких прорачуна.

Допринос пропелера има велики утицај на динамичке карактеристике летелице [15, 16]. Како је предвиђање утицаја погонске групе са елисом на стабилност и управљивост летелица један од кључних елемената у процесу пројектовања система управљања, испитивања спроведена у оквиру ове дисертације посебно су посвећена овој проблематици.

1.1 ПРЕДМЕТ ИСТРАЖИВАЊА

Летелице за обуку војних пилота лете при екстремним вредностима неких променљивих као што су: нападни угао, угао клизања или брзина ротације у ковиту (постоји велико спрезање између уздужних и попречно-смерних модова кретања па се ово кретање не разматра у овој дисертацији).

Одређивање аеродинамичких дериватива у областима великих нападних углова и/или углова клизања аналитичким методама је сложен процес и не даје увек поуздане резултате. При великим нападним угловима летелица је изложена нестационарним струјним појавама које значајно утичу на карактеристике кретања. Нестационарна струјна поља око летелице су обично нелинеарна и сложена, а карактеристике стабилности су сложене функције нападног угла и/или угла клизања са значајним аеродинамичким спрезањем између уздужних и попречних степени слободе. Као последица оваквог опструјавања јавља се отцепљење ваздушне струје, несиметрично струјање и засенчење делова летелице вртложним трагом. Овакве сложене појаве доводе до неопходности провере аналитичких карактеристика стабилности и управљивости летелице експерименталним путем. Без поузданих података о аеродинамичким деривативима није могуће вршити анализу кретања летелице нити дефинисати законе управљања. Из наведених разлога, током последњих пар деценија, теоријским истраживањима стабилности и управљивости летелица увек се придружује и значајан број експерименталних истраживања [17-22].

Предмет истраживања реализованих у оквиру ове дисертације је унапређење поступка прорачуна аеродинамичких дериватива у случају када је потребно обезбедити безбедносну границу анvelope лета на малим висинама лета и великим нападним угловима.

Општа хипотеза у овој дисертацији је да није исправно претпоставити да се линеаризовани модел динамике лета може применити на целокупну анvelope лета летелице. Коректно је сматрати да је летелица нелинеаран систем и да понашање при већим нападним угловима може значајно одступати од линеаризованог модела и да може проузроковати знатан утицај на стабилностне и управљачке карактеристике.

Појединачне хипотезе које се користе у дисертацији су:

1. Кретање летелице је описано једначинама кретања крутог тела до којих се долази коришћењем Њутн-Ојлерових диференцијалних једначина кретања (пропулзивна сила се не разматра већ се само узима њен утицај на динамику кретања летелице).
2. Летелица је систем са девет степени слободе чије је кретање описано са системом од шест линеарних диференцијалних једначина другог реда (степен слободе погонске групе нису узети у разматрање).
3. Летелица је круто тело које поседује раван симетрије.

Верификација опште хипотезе се врши летним испитивањем тако да се задовоље сви постављени тактичко-технички захтеви и ваздухопловни прописи.

Домаћа авиоиндустрија је током последњих деценија поред рада на беспилотним летелицама [23] интензивно радила на авионима за основни и прелазни ниво обуке пилота. Истраживања приказана у дисертацији посвећена су тој класи летелица, мада се изведени закључци о стабилности могу применити и на било коју другу класу летелица.

Авион ЛАСТА припада групи летелица за основни и прелазни ниво обуке пилота. Како авион ЛАСТА припада групи авиона са вучном елисом, посебно су анализирани доприноси вучне елисе на стабилност и управљивост једномоторног нискокрилца, како нумерички, тако и експериментално. Поред прорачунских метода датих у литератури [24-33], за авион ЛАСТА је израђен модел који је испитиван у аеротунелу. Пошто је било немогуће све фазе лета симулирати како у аеротунелу, тако и у различитим програмским пакетима, са у датом тренутку расположивим ресурсима, права слика о понашању летелице добијена је током летних испитивања.

1.2 ЦИЉЕВИ ИСТРАЖИВАЊА

Циљ истраживања је да се унапређењем методе прорачуна доприноса погонске групе уздужној стабилности летелице постигне повећана тачност прорачуна и боље разумевање физикалних појава које се дешавају приликом маневрисања. Резултати спроведених истраживања омогућавају да се обезбедити безбедносна граница анvelope лета на малим висинама лета и великим нападним угловима.

У великом броју летних испитивања постоји одређено одступање стабилносних карактеристика летелице од резултата очекиваних на основу прорачуна. Научни допринос ове докторске дисертације огледа се у:

- Побољшању тачности одређивања доприноса вучне/потисне силе погонске групе са елисом уздужној стабилности летелица.
- Дефинисању начина процене доприноса вучне/потисне силе погонске групе са елисом уздужној стабилности летелица без познавања поларе летелице коју захтевају друге методе, на пример DATCOM.

Како се подаци о летним испитивањима летелица у овом тренутку не дају у таквом обиму да се може извршити њихова квалитативна и квантитативна анализа као у радовима

[34-36], намена дисертације је да употпуни ову празнину и укаже на проблеме до којих може доћи, као и на начин њиховог решавања. Један од проблема који се решава у овој дисертацији је и да се, путем мерења током летних испитивања, са највећим могућим степеном поузданости и тачности одреде стабилностне и управљачке карактеристике разматране летелице.

Резултати истраживања су вишеструко употребљиви и служе као водич у процесу пројектовања нових летелица [37] и даљем развоју постојећих [38]. Осим тога, дато је поређење са тренутно доступним подацима о летелицама у употреби, сличне или исте намене [39]. Такође, резултати истраживања указују на јасан начин где може доћи до проблема при пројектовању система управљања, ако се не посвети довољна пажња свим критичним режимима лета.

1.3 ПРИМЕЊЕНЕ МЕТОДЕ ИСТРАЖИВАЊА

Коришћен је основни научни метод у коме се на основу познавања чињеница методом индукције поставља хипотеза односно формира теорија. Након постављања хипотезе логичком анализом се предвиђа како се разматрани проблем уклапа у општи закон. На крају процеса се кроз реализовани експеримент (летна испитивања) врши верификација постављене теорије и утврђује исправност предикције. Процес је у истраживању примењиван циклично, пошто се након добијања резултата из експеримента вршила модификација начина прорачуна (промена прорачуна допринос вучне силе елисе стабилности летелице).

У изради дисертације су коришћене теоријске и експерименталне методе. Од теоријских метода коришћене су:

1. Метода моделирања као и методе апстракције и конкретизације у фази математичког моделирања кретања летелице.
2. Метода анализе и синтезе у проучавању сваког појединачног доприноса (дериватива) дела летелице стабилности као и у проучавању узајамног деловања појединачних делова летелице једних на друге.
3. Метода дескрипције у описивању појава, стања и резултата.
4. Метод суперпозиције у дефинисању аеродинамичких сила, момената и дериватива стабилности, односно свих спољашњих утицаја који делују на летелицу при прорачуну стабилности.
5. Метода малих поремећаја и линеаризација у тумачењу математичког модела летелице.
6. Методе дигиталне обраде сигнала у обради измерених сигнала добијених са давача при извођењу експеримента (летних испитивања).

Све експерименталне методе које су коришћене су везане за летна испитивања и начин мерења величина које су неопходне за одређивање: температуре, брзине и висине лета, сила на командним и управљачким површинама, положај командних и управљачких површина, као и положај летелице у простору.

2 УВОД У СТАБИЛНОСТ И УПРАВЉИВОСТ АВИОНА

Проблематика стабилности и управљивости летелица изложена у [24-27] је такође јако добро обрађена у домаћој литератури [40-42], па ће у уводном делу бити обрађен само краћи теоретски део неопходан за добијање слике о овој проблематици.

Проблеми стабилности кретања механичких система су одавно познати. Упрошћена анализа равнотежног положаја система показује да систем може бити стабилан у случају малих поремећаја, као и да нека друга равнотежна стања, иако могућа у теорији, се не могу остварити у пракси. Као пример може се навести клатно код кога су крајњи горњи и доњи положаји могући равнотежни положаји, али је само доњи положај клатна стабилан па самим тим и остварив у пракси. У случају и најмањег поремећаја горњег равнотежног стања, систем није у стању да остане у њему и прећи ће у ново стање.

Да би се на адекватан начин сагледала ова проблематика уведен је појам стабилности стања система. Наведени пример показује да анализа стабилности стања система пружа могућност да се одреди да ли је дато стање стабилно односно, да ли ће систем у случају малих поремећаја остати у равнотежном стању.

Критеријуме стабилности равнотежног стања крутог тела под дејством гравитационе силе поставио је Торичели још 1644. године. Затим је Лагранж дао теорију која дефинише потребне услове за стабилност равнотежног стања конзервативног система [43]. Током развоја науке и технике јавља се потреба за теоријом која има за циљ да дефинише стабилност кретања система. Максвел и Вишенградски су утврдили да критеријуми стабилности кретања морају бити формулисани пре него што се крене у разматрање могућег равнотежног стања система. Овим су уједно постављени услови за уопштenu теорија управљања.

Овде свакако треба споменути радове Жуковског [44] и Рута [45, 46] који су дали значајан допринос теорији стабилности кретања система, а који се и данас примењују. Главни недостатак ових анализа је да оне третирају проблематику линеаризованих једначина и занемарују чланове вишег реда.

Током 1892. године Љапунов је у својој докторској дисертацији дао значајне резултате у разматрању проблема стабилности кретања. Он је први дао ригорозне критеријуме стабилности кретања система. Такође, његови резултати су били применљиви при анализи кретања линеаризованих система, без потребе да се тачно реше једначине кретања система. Он је такође приказао решења за разне проблеме неустаљеног кретања као и детаљну студију периодичног кретања система. Његова друга метода, позната као Директна метода Љапунова, је нашла широку примену због своје једноставности и ефикасности. Потом је теорија стабилности кретања система кренула да се развија у разним правцима.

Практично, по критеријумима Љапунова, стабилност непоремећеног кретања система значи да систем на иницијално мале поремећаје остварује готово идентично кретање као и када они нису присутни. У случају нестабилног система поремећено кретање ће у значајној мери одступати од непоремећеног.

Додатне претпоставке у Љапуновљевој анализи стабилности су:

- Само је иницијално стање система поремећено.
- Анализа стабилности се разматра у временски неограниченом интервалу.
- Претпостављено је да су поремећаји мали.

И поред наведених ограничења Љапуновљеве теорије, дефиниција стабилности је веома корисна за практичну примену. Други видови стабилности су разматрани у литератури [43].

Стабилност кретања летелица прорачунава се у односу на непоремећено кретање. Један исти систем описан у два различита координатна система у једном може бити стабилан а у другоме не. Пример за ово су Земљини сателити чије кретање је у правоуглим координатама нестабилно, али је стабилно у сферним координатама.

Већ почетком 20-ог века Брајан [47] је дефинисао стабилност кретања летелица која је до данас остала у употреби у мало измењеном облику. Ова теорија наставља да се развија детаљнијим проучавањем доприноса сваког дела летелице укупној стабилности и она је детаљније изложена у наставку ове дисертације.

Са становишта проблематике динамике лета од интереса је стабилност кретања летелице која се огледа у способности летелице да се по престанку дејства поремећаја врати у претходно номинално кретање. Управљивост, са друге стране захтева да се прелазак из једног стационарног режим кретања авиона у друго одвија са адекватним управљачким силама и убрзањима која не замарају пилота. Да би се на адекватан начин сагледала дата проблематика потребно је извршити линеаризацију једначина кретања летелице, а методологија за то је дата у [48]. Ово је могуће урадити у домену мањих вредности нападних углова, где је у пракси показано да се резултати добијени наведеним упрошћењем у потпуности слажу са експерименталним резултатима.

Било које једначине које описују систем се могу представити у бездимензионом облику. На овај начин се информације о понашању једног система могу упоредити са неким другим системом а да се при томе не морају узимати у обзир конкретне вредности одређених параметара који описују дати систем. Овакав начин анализе стања система је нарочито применљив у ваздухопловству где су многи од параметара који дефинишу стање система дати у бездимензионалном облику.

Способност авиона да се сам, без дејства пилота, враћа у номинални режим кретања, из поремећеног режима кретања условљеног атмосферским утицајем, спада у домен стабилности. Начин на који он реагује на покрете команди спада у домен управљивости.

Авион у простору представља динамички систем са више степени слободе. У првој апроксимацији сматра се да је авион савршено круто тело. Ова апроксимација је сасвим прихватљива за мање и умерене брзине лета. За брзе и модерне авионе са малом релативном дебљином аеродинамичких површина које трпе велика оптерећења при којима долази до еластичних деформација, ова претпоставка се не може прихватити као задовољавајућа, а проверава се додатним испитивањима сопствених модела летелице [49]. Ове деформације

могу битно утицати на расподелу аеродинамичких сила и момента у односу на савршено круто тело и ове појаве се морају узети у обзир са својим утицајем на стабилност.

Кретање авиона као чврстог тела у ваздуху, код чврсто држаних команди, може се приказати са шест једначина пошто је у питању динамички систем са шест степени слободе (три транслације и три ротације). У овом раду биће разматран авион са конвенционалним командама лета. У том случају хоризонтална репна површина се састоји од хоризонталног стабилизатора и крмила висине, а вертикална од вертикалног стабилизатора и крмила правца. Попречни нагиб пилот остварује помоћу команди крилаца. У случају пуштених команди авион се може посматрати као динамички систем са девет степени слободе.

У аналитичком проучавању летелице у простору она се у најопштијем случају разматра као динамички систем с више степени слободе чије се кретање може приказати разним системима диференцијалних једначина. Понашање летелице на путањи условљено је режимом лета летелице. Режим лета представља скуп кинематичких величина које одређују положај летелице у простору и њено кретање, као и скуп величина које одређују рад погонске групе, као и скуп других разних овима сличних величина. Кретање летелице дуж трајекторије и њено понашање на трајекторији може се описати ако су познате параметарске величине режима лета у зависности од времена. У проучавању лета летелица од посебног су значаја устаљени, односно стационарни режими лета. Ови режими лета представљају кретање летелица при коме су сви параметри који одређују режими лета независни од времена, односно при коме све параметарске величине режима лета задржавају своје неизмењене вредности.

У току лета на летелицу делују аеродинамичке силе, силе погонске групе, силе гравитације и инерцијалне силе (није узето у обзир дејство наоружања које се посебно разматра). Како су гравитационе силе увек усмерене у правцу вертикале, то је устаљени режим лета могућ једино ако положај летелице у односу на вертикалу остаје неизмењен и ако брзине летелице, нападни угао и угао клизања задржавају исте вредности за све време лета. Закључује се да је устаљени лет могућ једино ако летелице лете једнолико по хеликоидним путањама с вертикалном осом. У граничном случају - када радијус тежи бесконачности, добија се праволинијско устаљено кретање летелице које је од посебног значаја јер се летелице у току експлоатације највише налазе у овом режиму лета.

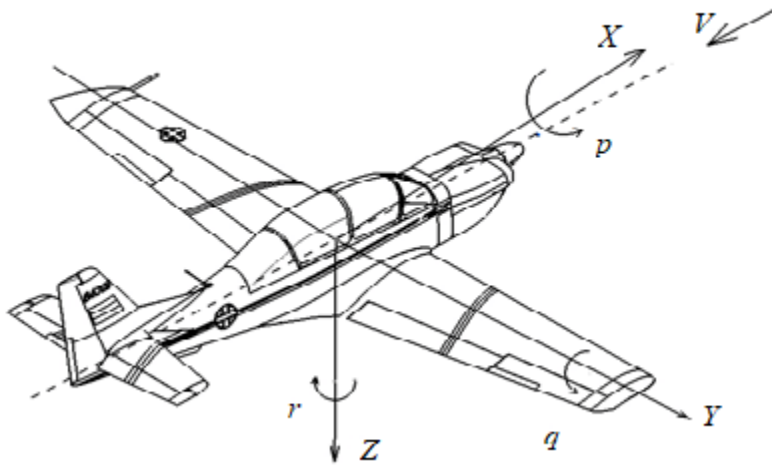
2.1 АВИОН КАО ДИНАМИЧКИ СИСТЕМ

Да би се услови стабилности кретања авиона могли разматрати, потребно је усвојити референтни координатни систем који је погодан за анализу кретања летелица. При проучавању стабилности летелица најчешће се користе динамички, стабилносни, брзински и аеродинамички координатни системи.

2.1.1 ДИНАМИЧКИ КООРДИНАТНИ СИСТЕМ

Динамички координатни систем приказан на Слици 1 је фиксиран за авион са својим координатним почетком у тежишту авиона. Раван $X-Z$ чини равну симетрије авиона. Оса X поклапа се са референтном осом трупа, или подужном осом авиона. Позитиван смер X осе

је у смеру кретања, Z осе надоле, а осе Y у десно, што чини десни ортогонални координатни систем.



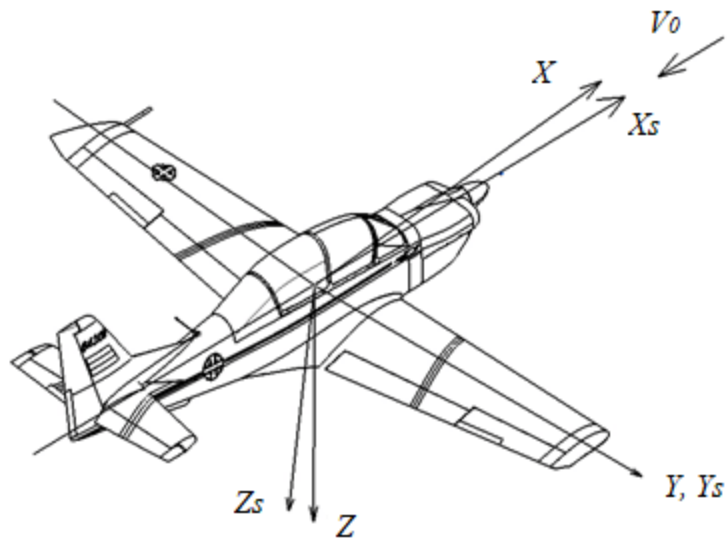
Слика 1 Динамички координатни систем

2.1.2 СТАБИЛНОСНИ КООРДИНАТНИ СИСТЕМ

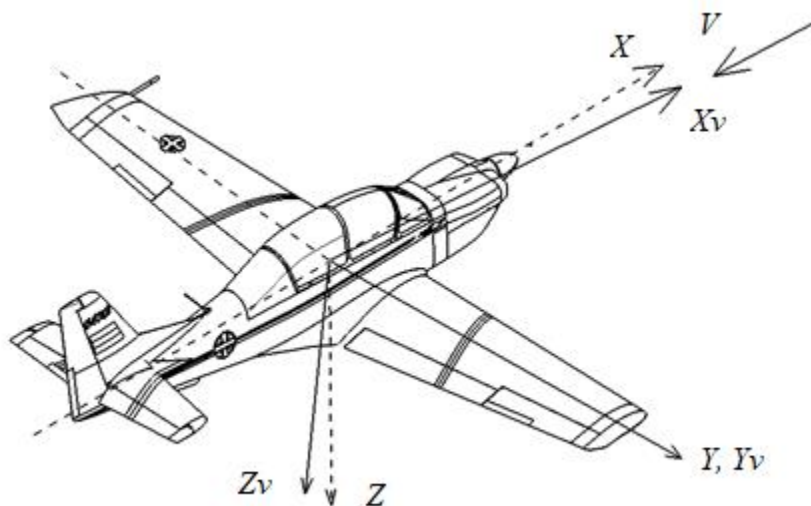
Стабилносни координатни систем приказан је на Слици 2 са координатним почетком у тежишту летелице. Позитиван смер X_s осе је у смеру кретања, и поклапа се са почетним правцем и смером релативне брзине V летелице пре него што се изврши поремећај кретања који се посматра. Раван X_s, Z_s остаје увек у равни симетрије летелице. Стабилносни координатни систем је ограничен на симетричне иницијалне услове лета пре поремећаја. Позитиван смер Z_s осе је на доле. Оса Y_s је у десно и поклапа се са осом динамичког координатног система. У односу на динамички координатни систем оса X померена је за нападни угао α .

2.1.3 БРЗИНСКИ КООРДИНАТНИ СИСТЕМ

Брзински координатни систем приказан на Слици 3 са позитивним смером осе X_v у смеру кретања, стално се поклапа са релативним правцем и смером брзине авиона V . Према томе, X_v и Z_v осе ротирају како авион врши кретање. Узгон и отпор авиона увек су у правцу тих оса за време кретања. Оса Z_v усмерена је на доле, а оса Y_v са остале две образује десни ортогонални координатни систем. Угаона брзина око осе Y_v једнака је $d\theta/dt$, где је θ угао нагиба путање лета према хоризонту, док је код динамичког координатног система угаона брзина око Y осе $d\varphi/dt$, где је φ нагиб осе авиона према хоризонту.



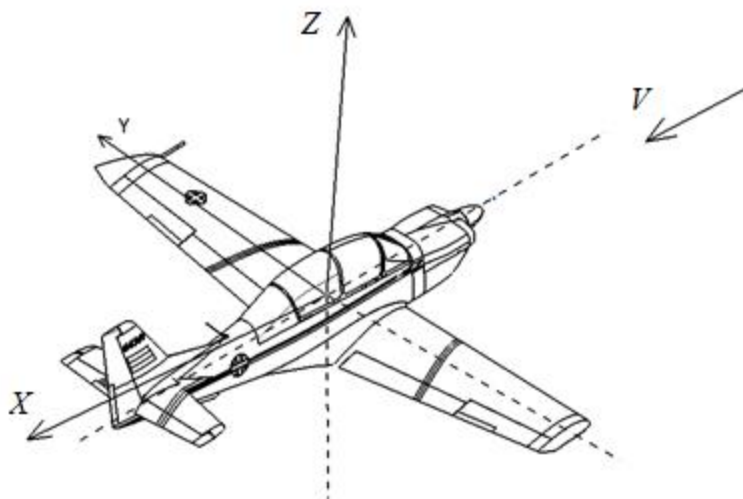
Слика 2 Стабилносни координатни систем



Слика 3 Брзински координатни систем

2.1.4 АЕРОДИНАМИЧКИ КООРДИНАТНИ СИСТЕМ

Аеродинамички координатни систем приказан је на Слици 4 и везан је за струјно поље око летелице. Његов координатни почетак је у тежишту летелице, оса X налази се у правцу брзине непоремећеног струјања. Позитиван смер X осе је усмерен у супротном смеру од смера кретања, а позитиван смер Z осе навише. Позитиван смер Y осе је улево, тако да са остале две осе образује леви координатни систем. Сила отпора је стално у правцу X осе, а сила узгона у правцу Z осе. Овај координатни систем се користи приликом аеродинамичких испитивања и одређивања аеродинамичких коефицијената.



Слика 4 Аеродинамички координатни систем

2.2 ЈЕДНАЧИНЕ КРЕТАЊА АВИОНА

За праволинијски стационаран лет код чврсто држаних команди морају бити задовољене једначине равнотеже за сваки степен слободе (сума свих сила и момената у три међусобно управна правца), тако да се добија следећи систем једначина [42, 50]:

$$\begin{aligned} \sum F_X &= m(\dot{U} - rV + qW) = 0, & \sum L &= I_x \dot{p} - (I_y - I_z)qr - I_{xz}(pq + \dot{r}) = 0, \\ \sum F_Y &= m(\dot{V} - pW + rQ) = 0, & \sum M &= I_y \dot{q} - (I_x - I_z)pr + I_{xz}(p^2 - r^2) = 0, \\ \sum F_Z &= m(\dot{W} - qU + pV) = 0, & \sum N &= I_z \dot{r} - (I_x - I_y)pq + I_{xz}(qr + \dot{p}) = 0. \end{aligned} \quad (2.1)$$

Уколико је лет униформно убрзан, на десној страни једначина, уместо нула налазе се константе, а ако је лет нестационаран, вредности на десној страни једначина су функције од времена. Коришћењем претпоставке да авион има раван симетрије, степени слободе могу се разложити на симетричне и асиметричне као што је то приказано у литератури [50, 51]. Раван симетрије садржи компоненте кретања дуж X и Z оса и обртање око Y осе. Остале три компоненте описују несиметрично кретање авиона. Компоненте кретања које садржи раван симетрије одређују уздужно симетрично кретање авиона, као на пример: пењање, планирање, обрушавање, пропињање, петља итд.

Једначине равнотеже за стационарно уздужно кретање симетричних степени слободе су [42, 50]:

$$\begin{aligned} \sum F_X &= m(\dot{U} - rV + qW) = 0, \\ \sum F_Z &= m(\dot{W} - qU + pV) = 0, \\ \sum M &= I_y \dot{q} - (I_x - I_z)pr + I_{xz}(p^2 - r^2) = 0. \end{aligned} \quad (2.2)$$

За групу асиметричних степени слободе једначине равнотеже су [42, 50]:

$$\begin{aligned}
\sum F_y &= m(\dot{V} - pW + rQ) = 0, \\
\sum L &= I_x \dot{p} - (I_y - I_z)qr - I_{xz}(pq + \dot{r}) = 0, \\
\sum N &= I_z \dot{r} - (I_x - I_y)pq + I_{xz}(qr + \dot{p}) = 0.
\end{aligned}
\tag{2.3}$$

Ове једначине су повезане са асиметричним односно попречно-смерним кретањем авиона.

Велико поједностављење код решавања проблема стабилности добија се раздвајањем уздужног од попречно-смерног кретања авиона [42].

Пракса показује да поремећаји у уздужном кретању немају утицај на попречно-смерно кретање (ово важи само за симетричне летелице са резултујућом погонском силом која делује у равни симетрије летелице). Са друге стране, само мали поремећаји при попречно-смерном кретању не утичу на уздужно кретање, а при већим поремећајима долази до купловања попречно-смерног и уздужног кретања.

Ако се анализирају проблеми малих поремећаја, може се сматрати да се симетрични степени слободе не куплују са асиметричним, и обрнуто, те се може раздвојити проблем стабилности на два дела. Односно, може се засебно проучавати уздужна и попречно-смерна стабилност.

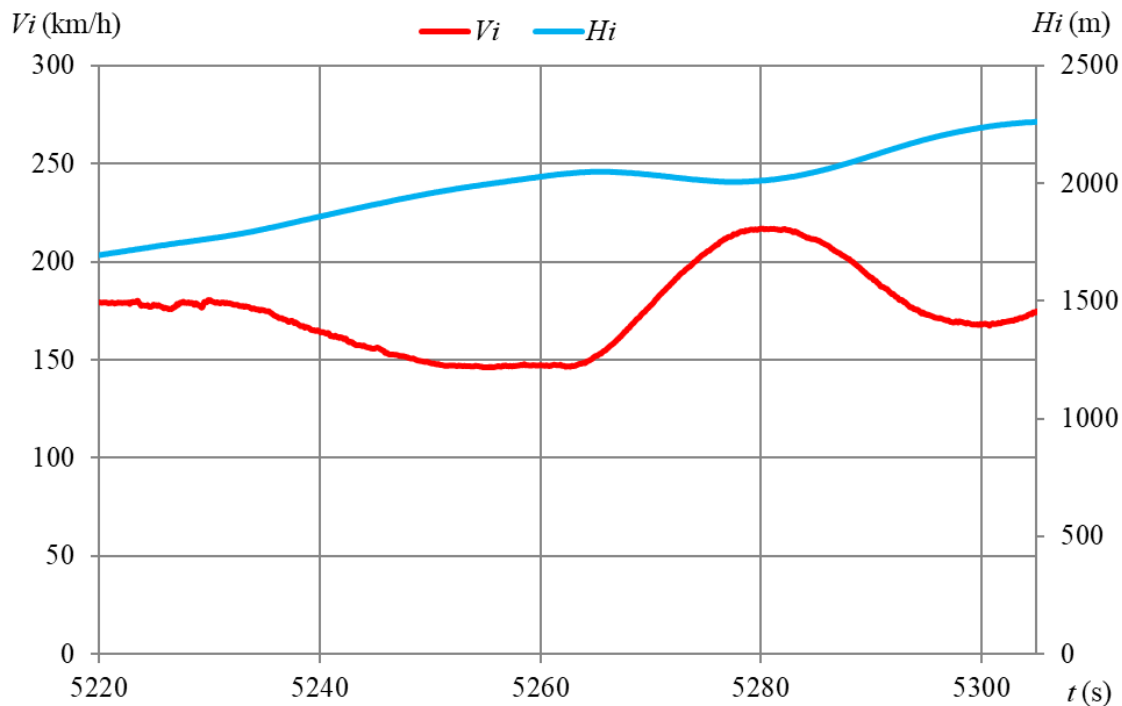
2.3 ДЕФИНИЦИЈА СТАБИЛНОСТИ И УПРАВЉИВОСТИ

Да би кретање авиона било стабилно услов је да се он може из поремећеног режима кретања вратити у стационарни режим кретања. За авион то значи да се може уравнотежити (утримовати) за стационарни лет који је одређен неким нападним углом, односно коефицијентом узгона. Детаљан опис проблематике тримовања авиона у уздужном командном колу је дат у [52]. Кретање авиона је потпуно дефинисано диференцијалним једначинама које се могу добити коришћењем Њутн-Ојлерових диференцијалних једначина кретања.

Када се авион изведе у једном тренутку из стационарног режима кретања неким поремећајем, као на пример ударом ветра или покретом команди лета, тада се све величине које одређују режим лета након поремећаја мењају.

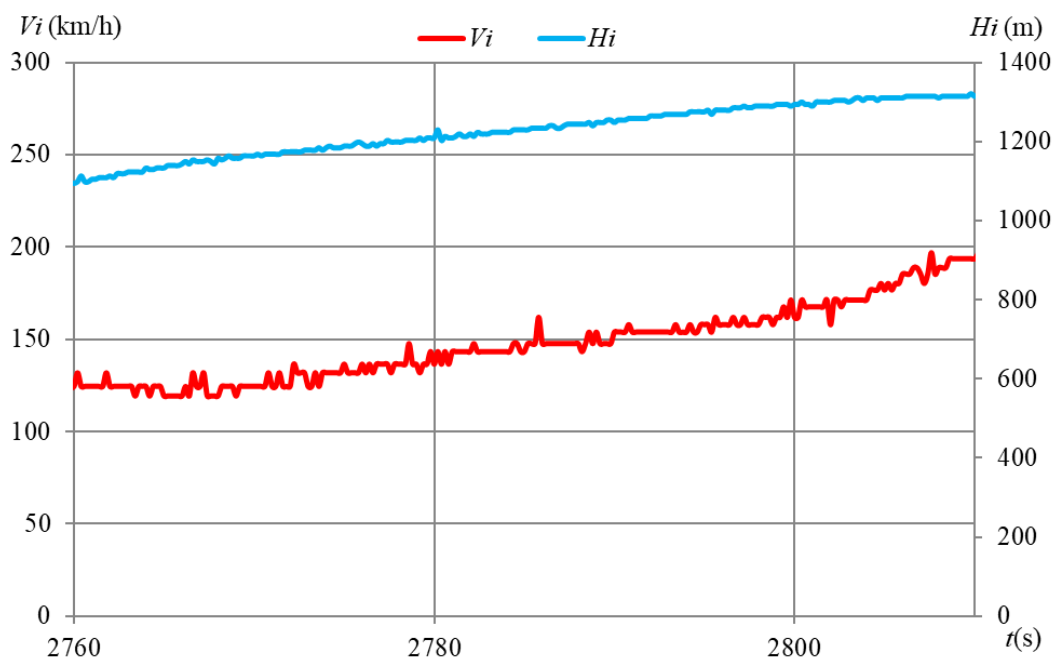
2.3.1 СТАТИЧКА СТАБИЛНОСТ

Ако резултујуће силе и моменти након поремећаја теже да врате авион у првобитни стационарни режим кретања без икаквог дејства пилота авион је статички стабилан (има одговарајуће статичке стабилносне карактеристике). Сликвит приказ статички и динамички стабилног режима кретања авиона дат је на Слици 5, где се брзина авиона по престанку дејства поремећаја враћа ка својој првобитној стационарној вредности и остаје у дозвољеном опсегу одступања у складу са прописом.



Слика 5 Статички стабилан равнотежни положај

Ако резултујуће силе и моменти након поремећаја теже да удаље авион од првобитног стационарног режима кретања он је статички нестабилан (нема одговарајуће статичке стабилностне карактеристике). Илустрација статички нестабилног авиона дата је на Слици 6, где брзина авиона током и по престанку дејства поремећаја дивергира од првобитне стационарне вредности (модификовани дијаграм стварног кретања авиона).



Слика 6 Статички нестабилан равнотежни положај

Ако поремећај не ствара нове силе и моменте, тако да авион нема тенденцију да се врати или још више удаљи од првобитног стационарног режима кретања, он је статички неутралан. Илустрација статички нестабилног авиона дата је на Слици 7, где авион врши осцилације око првобитног стационарног режима кретања са константном амплитудом.

Овакво разматрање стабилности је карактеристично за динамичке системе, па је због тога код авиона из практичних разлога стабилност подељена на два дела. Разматрање стабилности само по тенденцији враћања или удаљавања од стационарног режима кретања спада у домен статичке стабилности. Проучавање комплетне временске слике кретања авиона након поремећаја спада у домен динамичке стабилности.



Слика 7 Статички неутралан равнотежни положај

2.3.2 ДИНАМИЧКА СТАБИЛНОСТ

Динамичка стабилност проучава шта се стварно у једном временском интервалу догађа са авионом када је он избачен из стационарног режима летења. Постоје разни могући видови кретања (одзиви авиона) на иницијалну побуду (поремећај).

Ако је авион статички стабилан он може бити динамички стабилан, неутралан и нестабилан, зависно од тога да ли се авион враћа у претходни режим кретања или стање блиско иницијалном режиму кретања, осцилује око устаљеног режима кретања са константном амплитудом или се након тренутног враћања у устаљени режим кретања поново све више удаљава од њега.

У случају да је авион статички нестабилан након иницијалног поремећаја временом долази до сталног удаљавања од стационарног режима кретања авиона.

2.3.3 УПРАВЉИВОСТ АВИОНА

Под појмом управљивости се подразумева одзив авиона на неки наменски покрет команди лета. Ови покрети стварају аеродинамичке силе које теже да авион удаље од неког стационарног режима кретања авиона. Према томе, управљивост је, на неки начин супротан појам од појма стабилности. Односно, ако авион поседује велику статичку стабилност, он има изражену тенденцију да остане у првобитном стационарном режиму кретања авиона. У том случају покрети команде морају бити снажни да би га превели из стационарног режима кретања у неки нови. Код неких врста авиона није пожељно, тако да сувише велика статичка стабилност није пожељна.

Авионом са класичним конвенционалним командама се управља са: крмилом висине, крмилом правца и крилцима. Одзиви авиона на сваку од ових команди морају бити унутар граница које су дефинисане прописима за одређену категорију авиона.

За управљивост авиона важе следећи принципи:

- Одзив мора бити брз и без неког временског помака, који у одзиву јако отежава технику пилотирања, нарочито у условима инструменталног летења.
- Мора постојати одређена мера између стабилности и управљивости, тј. авион не сме бити сувише осетљив, а ни сувише спор на покрет команди.
- Величина покрета и сила на командама лета које користи пилот мора бити унутар прописаних граница. Такође, повећање сила на пилотским командама при отклону команди мора бити постепено.

Истраживања показују да пилоти осећају авион на основу силе којом делују на команде много више него на промену положаја команди. Сходно томе он делује као систем из кога је крајњи производ сила на командама. Постоје одређене индикације да нестабилност летелице са држаном палицом није велика мана уколико су силе на пилотској палици сталног знака. Ова појава је дефинисана у прописима [4] где се у параграфу (**CS 23 BOOK 2 PARAGRAPH 23.171 GENERAL**) дефинише да авион може бити нестабилан по отклону при малим брзинама лета $V < 1.3 \cdot V_{st}$. Ова нестабилност је последица промене снаге погонске групе са променом брзине лета, назива се брзинска стабилност и детаљно је обрађена у [27] (**FLIGHT AT EXACTLY CONSTANT HEIGHT-SPEED STABILITY**). Ова појава је детаљно обрађена у наставку дисертације у поглављу које третира проблематику обраде експерименталних резултата испитивања.

3 ПРОЦЕНА УЗДУЖНЕ СТАТИЧКЕ СТАБИЛНОСТИ

У овом поглављу дефинисаће се процедура за прорачун уздужне стабилности стационарног режима кретања авиона у хоризонталном лету. Овај стационарни режим летења одређен је нападним углом односно коефицијентом узгона авиона. Маса авиона и коефицијент узгона за дату висину лета потпуно одређују и брзину лета. За дате услове лета авион је у равнотежен тј. утримован ако је сума пројекција свих сила на X и Z осе као и сума момената свих сила за Y осу једнака нули. Ако би неки спољни поремећај, изазван вертикалним ветром или покретом команди, извео авион из стационарног режим кретања авиона повећањем нападног угла авиона, а тиме и коефицијента узгона, код статички стабилног авиона јавио би се момент око Y осе који би тежио смањењу нападног угла (момент обрушавања). Ако поремећај смањи нападни угао, код статички стабилног авиона јавиће се момент пропињања. Из овог непосредно следи да код статички стабилног авиона извод коефицијента момента по коефицијенту узгона dC_m / dC_z има негативну вредност. На основу овога услови статичке стабилности авиона могу се представити следећим једначинама:

$$\begin{aligned}\frac{dC_m}{dC_z} < 0 & \text{ стабилан,} \\ \frac{dC_m}{dC_z} > 0 & \text{ нестабилан,} \\ \frac{dC_m}{dC_z} = 0 & \text{ неутралан.}\end{aligned}\tag{3.1}$$

При дефиницији статичке стабилности са држаном командом сматра се да пилот држи команду у првобитном стационарном положају све време након поремећаја и да је уопште не помера. У случају статичке стабилности са пуштеном командом сматра се да је авион утримован за задати коефицијент узгона C_z и да пилот не држи команду за време и након поремећаја који је изазван спољним узроком, на пример ударом ветра.

Код разматрања уздужне статичке стабилности полази се прво од једноставног случаја, односно лета у планирању, где се утицај погонске групе може занемарити. Након тога, разматра се утицај погонске групе на стабилност.

При разматрању се аеродинамичке површине као што су крила и репне површине замењују њиховим средњим аеродинамичким тетивама, а силе и моменти представљају силе и моменте одговарајућих аеродинамичких површина. Такође, усвојено је да постоји аеродинамички центар на средњој аеродинамичкој тетиви, који одговара аеродинамичком центру разматране површине и да је момент око аеродинамичког центра независан од нападног угла. Овакво разматрање се може применити за домен нападних углова који су мањи од критичног нападног угла α_{KR} .

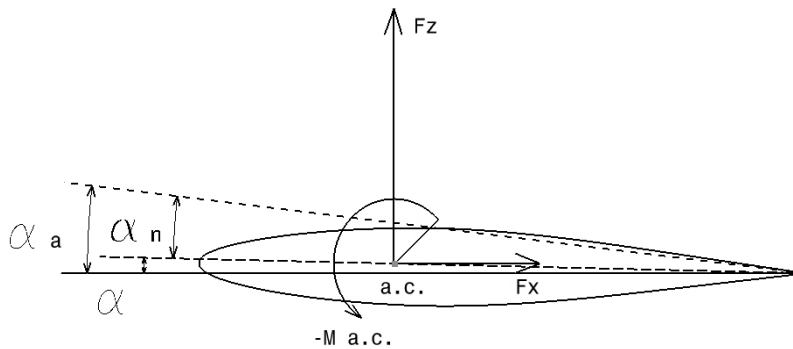
Проблем одређивања уздужне статичке стабилности је дат у [53] и у случају планирајућег лета, односно лета без утицаја погонске групе, састоји се у одређивању градијента коефицијента момента по коефицијенту узгона за крило, труп, моторске гондоле ако постоје и за хоризонталне репне површи:

$$\left(\frac{dC_m}{dC_Z}\right)_{DK} = \left(\frac{dC_m}{dC_Z}\right)_k + \left(\frac{dC_m}{dC_Z}\right)_{tr} + \left(\frac{dC_m}{dC_Z}\right)_g + \left(\frac{dC_m}{dC_Z}\right)_h. \quad (3.2)$$

Да би се добила комплетна слика о статичкој стабилности авиона размотриће се доприноси појединих делова авиона.

3.1 ДОПРИНОС КРИЛА

Приказ сила које делују на крило дат на Слици 8 састоји се од аеродинамичке силе отпора, узгона и момента око аеродинамичког центра (а.с.) крила. За умерене вредности нападних углова може се као апроксимација прихватити да узгон и отпор делују у (а.с.) крила независно од нападног угла. Крило има неки смештајни угао α_{uk} у односу на реперну осу авиона а она се обично поклапа са осом трупа. Узгон и отпор су увек нормални и паралелни са непоремећеним струјним пољем. Крак тих сила у односу на тежиште стално се мења са нападним углом.



Слика 8 Аеродинамичке силе и momenti који делују на крило

Укупна аеродинамичка сила може се разложити на нормалну и тангенцијалну компоненту у односу на реперну осу авиона. Ово омогућава да се момент крила око тежишта авиона може изразити преко једначине:

$$M_K = M_{a.c.} + F_T z_a + F_N x_a, \quad (3.3)$$

где су z_a и x_a кракови аеродинамичког центра крила у односу на тежиште летелице. Делујењем горње једначине са $\rho \cdot V^2 \cdot S \cdot l_{SAT} / 2$ прелази се на коефицијенте:

$$C_{m_k} = C_{m_{a.c.}} + C_T \frac{z_a}{l_{SAT}} + C_N \frac{x_a}{l_{SAT}}. \quad (3.4)$$

Коефицијенти C_T и C_N могу се изразити преко коефицијената C_X и C_Z :

$$\begin{aligned} C_N &= C_Z \cos(\alpha - \alpha_{uk}) + C_X \sin(\alpha - \alpha_{uk}) \approx C_Z, \\ C_T &= C_X \cos(\alpha - \alpha_{uk}) - C_Z \sin(\alpha - \alpha_{uk}) \approx C_X - C_Z(\alpha - \alpha_{uk}). \end{aligned} \quad (3.5)$$

Ова апроксимација важи само за нормалан режим лета када су нападни углови релативно мали. Сменом једначине (3.5) у једначину (3.4) добија се:

$$C_{m_k} = C_{m_{a.c.}} + [C_X - C_Z(\alpha - \alpha_{uk})] \frac{z_a}{l_{SAT}} + C_Z \frac{x_a}{l_{SAT}}. \quad (3.6)$$

Диференцирањем горње једначине добија се допринос крила стабилности:

$$\left(\frac{dC_m}{dC_Z} \right)_K = \frac{x_a}{l_{SAT}} + \left[\frac{dC_X}{dC_Z} - (\alpha - \alpha_{uk}) - C_Z \frac{d\alpha}{dC_Z} \right] \frac{z_a}{l_{SAT}} \quad (3.7)$$

За полару крила изражену у аналитичком облику важи:

$$C_X = C_{X_{min}} + \frac{C_Z^2}{\pi \cdot \lambda e}. \quad (3.8)$$

Једначина (3.8) се може уврстити у једначину (3.7) након чега се добија:

$$\left(\frac{dC_m}{dC_Z} \right)_K = \frac{x_a}{l_{SAT}} + \left[\frac{2}{\pi \lambda e} + \frac{\alpha_{uk} - \alpha_n}{C_Z} - 2 \frac{d\alpha}{dC_Z} \right] C_Z \frac{z_a}{l_{SAT}}. \quad (3.9)$$

За нападне углове крила око смештајног нападног угла се добија да је: $\frac{\alpha_{uk} - \alpha_n}{C_Z} \approx \frac{1}{a}$ а

када се то уврсти у једначину (3.9) добија се:

$$\left(\frac{dC_m}{dC_Z} \right)_K = \frac{x_a}{l_{SAT}} + \left[\frac{2}{\pi \lambda e} - \frac{d\alpha}{dC_Z} \right] C_Z \frac{z_a}{l_{SAT}}. \quad (3.10)$$

Градијент $d\alpha / dC_Z$ дат је по радијану. Из једначине (3.10) се види да допринос крила стабилности зависи од релативних кракова x_a / l_{SAT} и z_a / l_{SAT} при чему је утицај првог члана далеко израженији.

3.2 ДОПРИНОС ТРУПА И МОТОРСКИХ ГОНДОЛА

Допринос трупа и моторских гондола најчешће је дестабилишући. Овај утицај је утолико већи уколико је већи истурени део трупа испред аеродинамичког центра крила. Теоријски приступ доприносу могућ је разматрањем расподеле притиска по површини ротационог тела у потенцијалном струјању идеалног флуида. Међутим, пошто труп за разлику од моторских гондола није ротационо тело, његов допринос стабилности може се тачно одредити само испитивањем у аеротунелу или применом CFD (нумеричка динамика флуида) метода на целу летелицу које данас дају поуздане резултате [54]. На овај начин узима се у обзир и међусобни утицај трупа, гондола и крила који се теоретским проучавањем не може одредити са довољном тачношћу. За практични прорачун доприноса трупа и гондола служи дијаграм приказан на Слици 9.

Померање неутралне тачке Δh_N услед утицаја трупа или моторских гондола, при чему се сматра позитивним померање унапред а негативним уназад, дато је на Слици 9 као функција следећих величина:

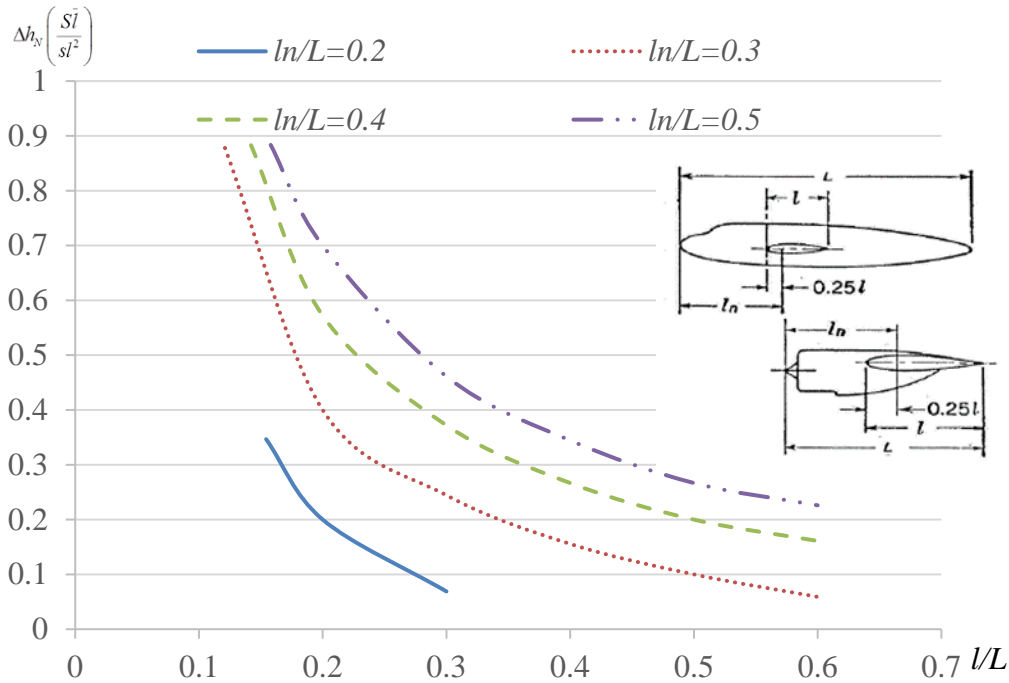
L – дужина трупа или гондоле.

l_n – удаљеност предње тачке трупа или гондола од тачке на првој четвртини тетиве крила у равни симетрије трупа или гондоле.

l – тетиве крила у равни симетрије трупа или гондола.

\bar{l} – средња геометријска тетива крила.

- S – површина крила.
 s – максимална ширина трупа или гондола.



Слика 9 Утицај трупа и гондола на стабилност авиона, [40]

Дијаграм на Слици 9 је заснован на серијама експерименталних испитивања разних облика трупова и гондола и може послужити као прва апроксимација у недостатку тачнијих података.

3.3 ДОПРИНОС ХОРИЗОНТАЛНОГ РЕПА

Аеродинамичке силе и моменти који дејствују на хоризонтални реп авиона редукују се обично на тачку која се налази на првој четвртини средње аеродинамичке тетиве хоризонталног репа или аеродинамички центар хоризонталног репа. На Слици 10 приказане су силе које делују на крило и хоризонтални реп.

Момент хоризонталног репа око тежишта одређен је једначином:

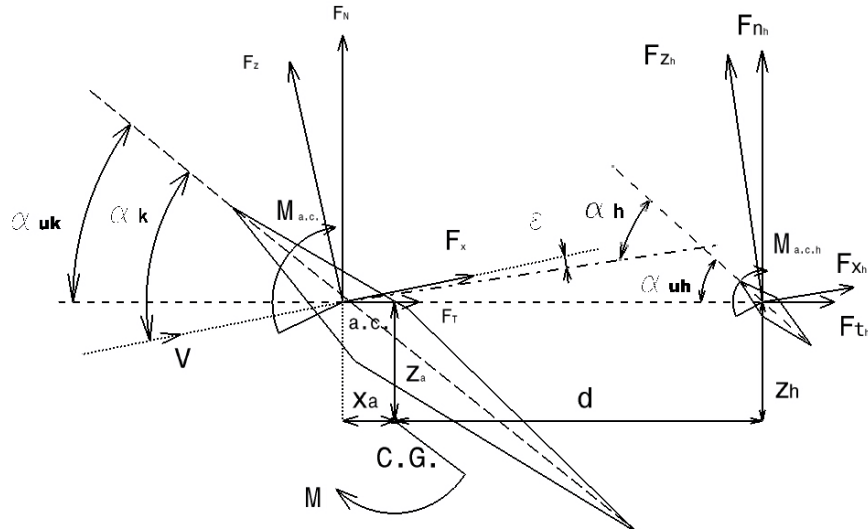
$$M_h = M_{a.c.h} + F_{th}z_h - F_{nh}d. \quad (3.11)$$

Силе и моменти око хоризонталног репа сведени су на површину хоризонталног репа. Због утицаја трупа и поремећаја у струјању, динамички притисак у подручју хоризонталног репа q_h може бити различит од динамичког притиска код крила q . Однос ових притисака означава се са $\eta_h = q_h / q$. Једначина (3.11) може се написати и у следећем облику:

$$C_{mh} = C_{ma.c.h} \frac{S_h l_{SATh}}{S l_{SAT}} \eta_h + C_{th} \frac{S_h z_h}{S l_{SAT}} \eta_h - C_{nh} \frac{S_h d}{S l_{SAT}}. \quad (3.12)$$

Прва два члана у претходној једначини занемарљиво су мала у односу на трећи члан, па се могу занемарити. У том случају добија се:

$$C_{mh} = -C_{nh} \frac{S_h d}{S l_{SAT}}. \quad (3.13)$$



Слика 10 Дејство аеродинамичких сила и момента на крило и хоризонтални реп

Параметар $S_h \cdot d / (S \cdot l_{SAT})$ зове се волуменски коефицијент хоризонталног репа или релативни волумен хоризонталног репа и означава се са V_h . Овим се коначно добија израз за коефицијент момента хоризонталног репа у облику:

$$C_{mh} = -C_{nh} V_h \eta_h. \quad (3.14)$$

Коефицијент C_{nh} у претходној једначини може се изразити као:

$$C_{nh} = \left(\frac{dC_n}{d\alpha} \right)_h \alpha_h. \quad (3.15)$$

Да би се правилно одредио нападни угао хоризонталног репа α_h потребно је одредити његову везу са нападним углом крила. Осим смештајних углова крила и хоризонталног репа, на ову везу утиче и угао повијања ваздушне струје иза крила ε , тако да се смештајни угао хоризонталног репа може изразити као:

$$\alpha_h = \alpha - \varepsilon + \alpha_{uh} - \alpha_{uk}. \quad (3.16)$$

Тиме се једначина (3.15) може написати и у облику:

$$C_{nh} = \left(\frac{dC_n}{d\alpha} \right)_h (\alpha - \varepsilon + \alpha_{uh} - \alpha_{uk}). \quad (3.17)$$

Угао повијања ваздушне струје је директна функција коефицијента узгона авиона. Сада се једначина за коефицијент момента хоризонталног репа може представити у следећем облику:

$$C_{mh} = - \left(\frac{dC_n}{d\alpha} \right)_h (\alpha - \varepsilon + \alpha_{uh} - \alpha_{uk}) V_h \eta_h. \quad (3.18)$$

Допринос стабилности авиона од хоризонталног репа може се одредити диференцирањем једначине (3.14) по коефицијенту узгона авиона:

$$\left(\frac{dC_m}{dC_Z}\right)_h = -\frac{dC_{nh}}{dC_Z} V_h \eta_h. \quad (3.19)$$

Може се искористити посредно диференцирање тако да је:

$$\frac{dC_{nh}}{dC_Z} = \left(\frac{dC_{nh}}{d\alpha}\right)_h \left(\frac{d\alpha}{dC_Z} - \frac{d\varepsilon}{dC_Z}\right). \quad (3.20)$$

а извод $d\varepsilon / dC_Z$ се може написати и у облику:

$$\frac{d\varepsilon}{dC_Z} = \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \frac{d\alpha}{dC_Z} = \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \frac{1}{a}, \quad (3.21)$$

где је a градијент криве узгона крила. Из последње две једначине добија се:

$$\frac{dC_{nh}}{dC_Z} = \frac{a_h}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right). \quad (3.22)$$

Са a_h означен је градијент узгона хоризонталног репа. Уврштавањем једначине (3.22) у једначину (3.20) добија се коначан израз за допринос хоризонталног репа стабилности:

$$\left(\frac{dC_m}{dC_Z}\right)_h = -\frac{a_h}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) V_h \eta_h. \quad (3.23)$$

Из горњег израза се види да угао повијања ваздушне струје може имати знатан утицај на допринос хоризонталног репа стабилности. У првом приближењу може се узети да је повијање код хоризонталног репа једнако вредности повијања ваздушне струје у бесконачности. Са друге стране, повијање струје код (а.с.) крила према теоретском обрасцу износи:

$$\varepsilon_{ac}^\circ = \frac{57.3C_Z}{\pi\lambda}. \quad (3.24)$$

У првом приближењу повијање код хоризонталног репа, ако су крило и хоризонтални реп у истој равни, може се проценити помоћу обрасца:

$$\varepsilon^\circ = 2\varepsilon_{ac}^\circ = \frac{114.6C_Z}{\pi\lambda}. \quad (3.25)$$

Одатле непосредно следи израз за градијент повијања ваздушне струје у облику:

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = \frac{114.6}{\pi\lambda} \frac{dC_Z}{d\alpha}. \quad (3.26)$$

Поред овог постоје и други апроксимативни изрази за повијање ваздушне струје на месту хоризонталног репа као и резултати на основу експерименталних испитивања у аеротунелу. Утицај погонске групе може имати значајан утицај на градијент повијања ваздушне струје о чему ће више речи бити у наставку ове дисертације.

3.4 ПРОЦЕНА НЕУТРАЛНЕ ТАЧКЕ АВИОНА СА ДРЖАНОМ КОМАНДОМ

Неутрална тачка представља меру уздужне статичке стабилности авиона. Уздужна статичка стабилност се може изразити као градијент промене коефицијента момента авиона око тежишта по коефицијенту узгона авиона dC_m / dC_Z . Стабилност авиона се може одредити и директно ако се саберу доприноси крила, трупа, гондола и хоризонталног репа. Тада се добија:

$$\left(\frac{dC_m}{dC_Z}\right)_{DK} = \frac{x_a}{l_{SAT}} + \left(\frac{dC_m}{dC_Z}\right)_{TR} + \left(\frac{dC_m}{dC_Z}\right)_G - \frac{a_h}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) V_h \eta_h. \quad (3.27)$$

Једначина (3.27) показује да је уздужна статичка стабилност у директној вези са положајем тежишта авиона. Утицај положаја тежишта на допринос трупа и гондола практично је занемарљив. Трећи члан, који представља допринос хоризонталног репа, јако мало зависи од положаја тежишта уз наравно претпоставку да је померање тежишта релативно мало. Наведена претпоставка важи у практично свим изведеним конструкцијама авиона и та померања износе око 10–15% средње аеродинамичке тетиве крила авиона. Ово омогућава да у првом приближењу сматрамо да допринос хоризонталног репа не зависи од положаја тежишта авиона. Са друге стране промена положаја тежишта директно утиче на први члан у горњој једначини. Свака промена положаја тежишта мења уздужну статичку стабилност авиона. Из једначине се види да свако померање тежишта уназад има дестабилишући ефекат, а да свако померање унапред доводи до повећања стабилности. Положај тежишта за који је $dC_m / dC_Z = 0$, одређује неутралну тачку авиона са држаном командом. Односно, неутрална тачка авиона за држану команду је онај положај тежишта за који је градијент момента авиона по коефицијенту узгона авиона једнак нули и означава се са h_N . Имајући у виду да је:

$$x_a = x_{C.G.} - x_{a.c.}, \quad \text{а} \quad h = \frac{x_{a.c.}}{l_{SAT}}. \quad (3.28)$$

Ако сада то уврстимо у једначину (3.27) добија се:

$$\left(\frac{dC_m}{dC_Z}\right)_{DK} = h - \frac{x_{a.c.}}{l_{SAT}} + \left(\frac{dC_m}{dC_Z}\right)_{TR,G} - \frac{a_h}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) V_h \eta_h. \quad (3.29)$$

За положај тежишта у неутралној тачки тј. када је $h = h_N$ добија се:

$$h_N = \frac{x_{a.c.}}{l_{SAT}} - \left(\frac{dC_m}{dC_Z}\right)_{TR,G} + \frac{a_h}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) V_h \eta_h. \quad (3.30)$$

Како је при положају тежишта авиона у неутралној тачки авион индиферентан, то неутрална тачка представља крајњи задњи положај тежишта до ког је авион стабилан. Померањем тежишта иза неутралне тачке авион постаје нестабилан. Помоћу једначине (3.30) одређује се положај неутралне тачке. Удаљеност тежишта авиона од неутралне тачке даје директну меру стабилности авиона јер одређује градијент:

$$\left(\frac{dC_m}{dC_Z}\right)_{DK} = \frac{x_{C.G.}}{l_{SAT}} - h_N = h - h_N. \quad (3.31)$$

Једначина (3.31) показује да је авион стабилан ако је положај тежишта испред неутралне тачке, а нестабилан када је тежиште иза неутралне тачке. На основу свега наведеног може се као мера статичке стабилности усвојити $h_N - h$ са позитивним знаком.

3.5 ИСПИТИВАЊЕ СТАБИЛНОСТИ У ЛЕТУ

Пошто се стабилност авиона противи промени стационарног режима кретања авиона, за стабилнији авион биће потребни већи отклони командних површина при промени уравнотеженог положаја. Са друге стране, под уздужном управљивошћу у стационарном лету подразумева се способност авиона за променом тачке уравнотежења. Односно, ако је авион мање стабилан, лакше је управљив и обрнуто. Неутрално стабилан авион може се уравнотежити на неколико вредности C_z са готово истим отклоном крмила [55]. Из овога следи да када је авион дефинисан својом геометријом, са одређеним хоризонталним репом, управљивост авиона зависи од положаја тежишта. У колико се тежиште приближи неутралној тачки, авион постаје мање стабилан али више управљив. Градијент отклона крмила висине по коефицијенту узгона може се представити на следећи начин:

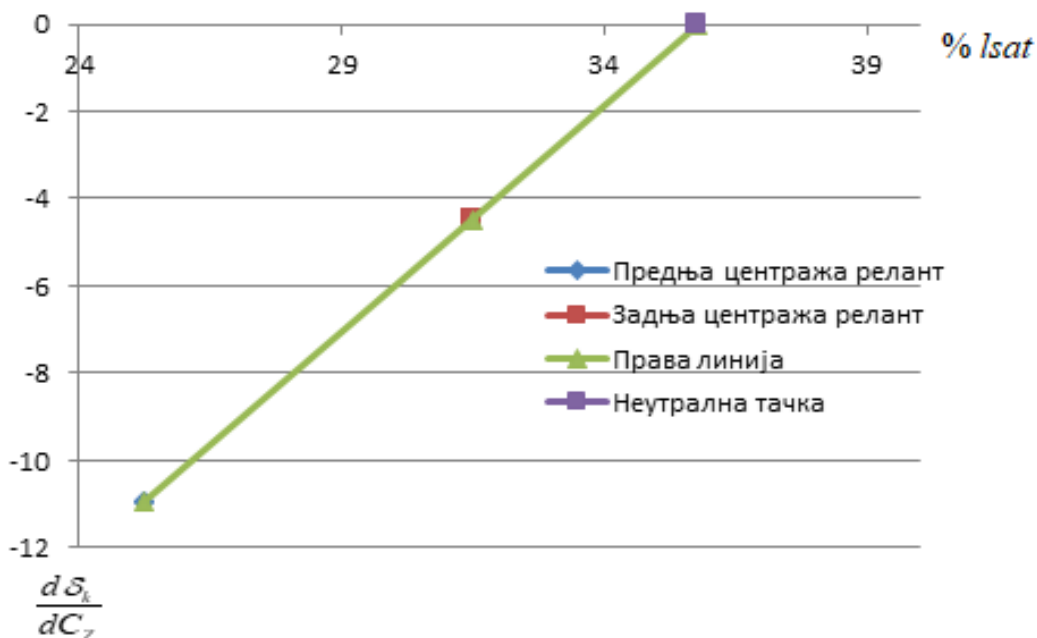
$$\frac{d\delta_k}{dC_z} = \frac{h_N - h}{C_{m\delta}}. \quad (3.32)$$

У линеарном домену управљања, који је основни домен у коме човек (пилот) врши управљање над неким објектом, а за дефинисану управљачку површину (крмилу хоризонталног репа), градијент коефицијента момента по углу отклона крмила висине $C_{m\delta}$ има приближно константну вредност. То значи да ће промена угла отклона крмила висине за уравнотежење авиона бити само функција удаљености неутралне тачке од тежишта. Ова околност се користи за одређивање неутралне тачке авиона у лету. За успешну реализацију ових испитивања потребно је да се изврши промена положаја тежишта авиона у лету или већи број летова са променом тежишта на земљи. За сваки положај тежишта и неколико брзина лета може се мерењем летних параметара одредити крива $\delta_k = f(V_i)$, а одатле и $\delta_k = f(C_z)$, а потом и градијент отклона крмила висине по коефицијенту узгона за дати положај тежишта авиона. Ако се низ ових градијента у функцији различитих положаја тежишта споји, у пресеку са апсцисом добија се положај тежишта за који је $d\delta_k / dC_z = 0$, а овај положај представља неутралну тачку авиона. Као илустрација на Слици 11 дат је приказ одређивања положаја неутралне тачке на основу испитивања авиона у лету при реланту.

Детаљније информације о оцени стабилности на основу неутралне тачке биће дате приликом детаљне обраде података добијених летним испитивањима у поглављу 5.3. У том делу ће бити дат детаљан осврт на актуелне прописе као и објашњење свих предности и недостатака неутралне тачке добијене експерименталним испитивањем.

3.6 УТИЦАЈ ВЕЛИКИХ БРЗИНА НА УЗДУЖНУ СТАТИЧКУ СТАБИЛНОСТ

У досадашњим разматрањима уздужне статичке стабилности аеродинамички коефицијенти су узимани у облику који важи за нестишљиво струјање. Са порастом брзина ова претпоставка постаје нетачна. Утицај стишљивости ваздуха према томе има значајан утицај на уздужну статичку стабилност. Овај утицај је детаљно обрађен у [42], па стога у даљем тексту неће бити изложен из разлога јер се разматрани авион креће у области подзвучних Махових бројева где се овај утицај може занемарити.



Слика 11 Пример одређивања неутралне тачке на основу података добијених испитивањем авиона у лету

3.7 ПРОЦЕНА УЗДУЖНЕ СТАТИЧКЕ СТАБИЛНОСТИ СА ПУШТЕНОМ КОМАНДОМ

Појам уздужне статичке стабилности са пуштеном (слободном) командом везан је за реверзибилне команде лета. Хоризонтални реп се састоји од хоризонталног стабилизатора и крмила висине које је управљачки орган и које може слободно да ротира око своје шарнирне осе по уравнотежењу авиона. У овом случају крмилу слободно ротира око своје шарнирне осе зависно од расподеле аеродинамичког оптерећења. Ово оптерећење ствара обртни момент око шарнирне осе који се директним путем преноси на пилотску палицу, а манифестује се као сила на месту рукохвата пилотске палице.

Расподела оптерећења је функција нападаоног угла хоризонталног репа и угла отклона крмила висине. Из овог разматрања следи да промена у статичкој стабилности настаје само због разлике у доприносу хоризонталног стабилизатора, као последица лебдења крмила висине. Допринос осталих делова авиона статичкој стабилности остаје непромењен. Промена стабилности зависи од промене обртног момента крмила висине, силе трења у командном колу уздужног управљања и од било ког механичког уређаја додатог у колу управљања који делује на момент крмила висине.

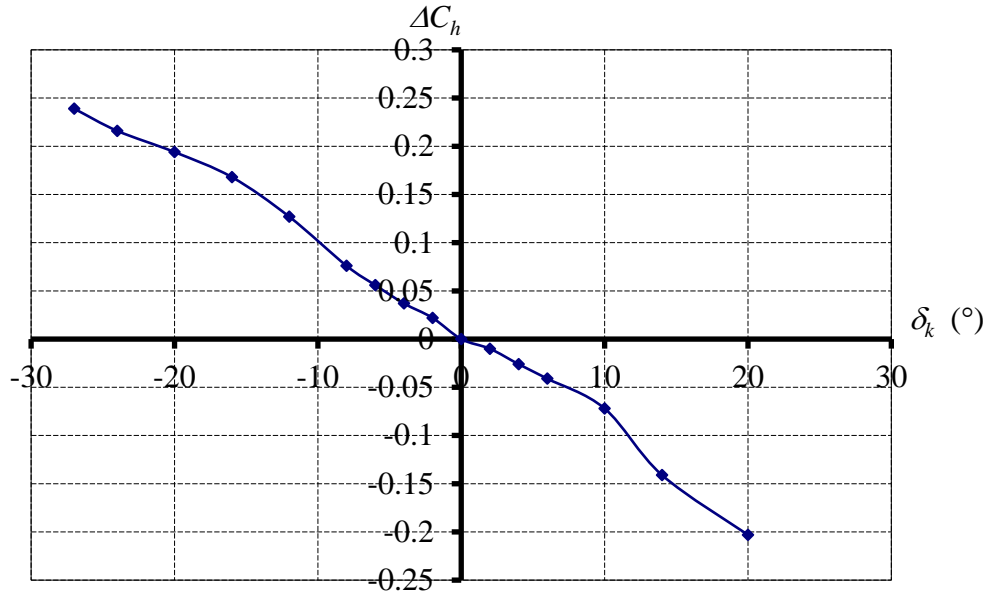
3.7.1 ШАРНИРНИ МОМЕНТИ КРМИЛА ВИСИНЕ

Расподела оптерећења на хоризонталном репу одређена је са две променљиве, нападаоног углом хоризонталног репа и углом отклона крмила у односу на тетиву

стабилизатора. Из овога непосредно следи да променом α_h и δ_k долази до промене шарнирног момента крмила висине.

Ради илустрације ове промене на Слици 12 је приказана промена коефицијента шарнирног момента у функцији отклона крмила висине при нултом нападном углу стабилизатора.

Прираштаји коефицијента шарнирног момента услед отклона крмила висине



Слика 12 Прираштај коефицијента шарнирног момента услед отклона крмила висине, [56]

Сличан облик има и градијент шарнирног момента крмила висине по нападном углу који је приказан на Слици 13. Ови подаци су добијени експерименталним испитивањем из литературе [56-57].

За прорачун шарнирних момента [28, 58] је довољно тачно претпоставити да се укупни шарнирни момент крмила може добити сумирањем шарнирних момената услед нападног угла и услед отклона крмила. То значи да је шарнирни момент функција две независне променљиве. Тада се једначина за шарнирни момент крмила висине може приказати у следећем облику:

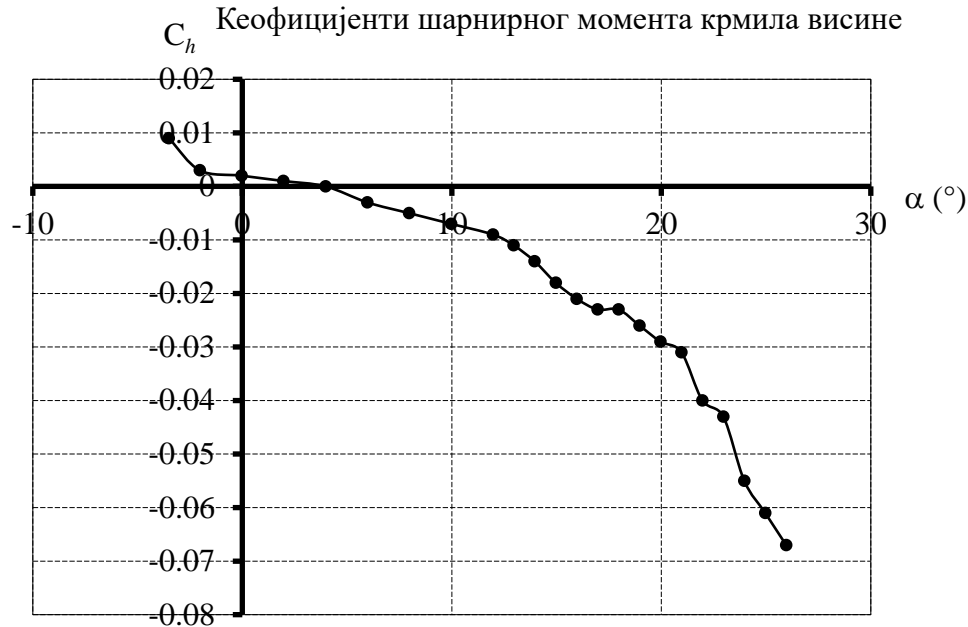
$$dM_h = \left(\frac{\partial M_h}{\partial \alpha} \right)_{\delta_k} d\alpha + \left(\frac{\partial M_h}{\partial \delta_k} \right)_{\alpha} d\delta_k. \quad (3.33)$$

Шарнирни момент је практично линеарна функција нападног угла и угла отклона крмила висине за нормални домен угла отклона и нападних углова, па се једначина (3.33) може написати и у облику:

$$dM_h = \left(\frac{\partial M_h}{\partial \alpha} \right)_{\delta_k} \alpha + \left(\frac{\partial M_h}{\partial \delta_k} \right)_{\alpha} \delta_k. \quad (3.34)$$

Дељењем једначине (3.34) са $qS_h l_{SATh}$ прелази се на коефицијенте и добија се:

$$C_h = \left(\frac{\partial C_h}{\partial \alpha} \right)_{\delta_k} \alpha + \left(\frac{\partial C_h}{\partial \delta_k} \right)_{\alpha} \delta_k. \quad (3.35)$$



Слика 13 Прираштај коефицијента момента услед промене нападног угла, [57]

Парцијални изводи $\left(\frac{\partial C_h}{\partial \alpha} \right)_{\delta_k}$ и $\left(\frac{\partial C_h}{\partial \delta_k} \right)_{\alpha}$ могу се написати и у скраћеном облику:

$$C_{h\alpha} = \left(\frac{\partial C_h}{\partial \alpha} \right)_{\delta_k} \text{ и } C_{h\delta} = \left(\frac{\partial C_h}{\partial \delta_k} \right)_{\alpha}. \quad (3.36)$$

Једначина (3.35) се своди на облик:

$$C_h = C_{h\alpha} \alpha + C_{h\delta} \delta_k. \quad (3.37)$$

Ова једначина важи у случају када хоризонтални реп има симетричан аеропрофил, што је најчешће случај у пракси. У случају несиметричног аеропрофила шарнирни момент крмила има и неку вредност C_{h0} када су и крмиле и нападни угао у нули. Тада се добија следећа једначина:

$$C_h = C_{h0} + C_{h\alpha} \alpha + C_{h\delta} \delta_k. \quad (3.38)$$

За одређивање $(\partial C_h / \partial \alpha)_{\delta_k}$ и $(\partial C_h / \partial \delta_k)_{\alpha}$ обично се полази од експериментално одређених вредности за дводимензионално струјање и превођењем у тродимензионално струјање. Велики број параметара утиче на коефицијенте шарнирних момента $(\partial C_h / \partial \alpha)_{\delta_k}$ и $(\partial C_h / \partial \delta_k)_{\alpha}$ као што су: Рејнолдсов број, угао излазне ивице аеропрофила, релативна дебљина аеропрофила, облик излазне ивице аеропрофила, примењена аеродинамичка компензација, величина процепа. У дисертацији неће бити приказана методологија за њихово одређивање али се детаљне информације у вези свих ових фактора могу наћи у

литератури [28, 40, 42, 58]. Поред ових метода у пракси се најчешће врши и експериментално одређивање ових коефицијената [59-62] на моделима летелице у аеротунелу а у новије време и нумеричко одређивање путем CFD симулације.

3.7.2 ПОМОЋНО КРМИЛО

На задњем делу крмила може бити уграђено помоћно крвило, које има своју обртну осу око које може мењати угао у односу на тетиву основног крвила. Оно је у стању да битно утиче на момент основног крвила, па се може употребити као тример, за смањење силе на палици, а у неким случајевима може делимично заменити основно крвило у управљању авионом. Према намени таква крвила су позната под именом тример, флетнер или таб. Ово крвило има значајан утицај на промену параметра $C_{h\delta}$ а да практично не утиче на промену параметра $C_{h\alpha}$. То је у ствари помоћно крвило које се данас најчешће покреће електричним путем. Тример је намењен за растерећење силе на командама на нулу. На тај начин пилот уравнотежује авион са пуштеном палицом за разне вредности коефицијента узгона односно брзине лета. Он мора уравнотежити авион за целу област стационарних режима лета унутар анvelope лета. Утицај овог уређаја на стабилност авиона је занемарљив.

Ако је помоћно крвило (таб), повезано на такав кинематски начин, да одређени отклон крвила ствара одређени отклон таба, добија се уређај који се назива флетнер. У случају отклона у исту страну врши се повећање ефикасности основног крвила, а у случају отклона у супротну страну врши се растерећење крвила. Уобичајно је да се овај уређај користи за смањење шарнирног момента основног крвила, тј. смањење силе на палици. У оба случаја врши се само промена коефицијента $C_{h\delta}$ док коефицијент $C_{h\alpha}$ остаје практично непромењен. Различита конструкциона извођења помоћног крвила дата су на Слици 14.

У случају уградње опруге добија се уређај који додаје одређени проценат силе у командном колу. Тиме се постижу задовољавајуће силе у већем интервалу брзина, што је иначе веома тешко остварити. За мале вредности нападног угла стабилизатора, угла отклона крвила и таба, може се коефицијент шарнирног момента крвила изразити на следећи начин:

$$C_h = C_{h0} + C_{h\alpha}\alpha + C_{h\delta}\delta_k + C_{h\delta_i}\delta_i, \quad (3.39)$$

где је:

$$C_{h\delta_i} = \left(\frac{dC_h}{d\delta_i} \right)_{\alpha, \delta_k}.$$

Сада се угао лебдења крвила може изразити једначином:

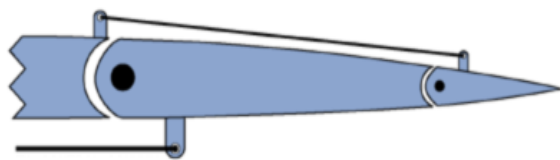
$$\delta_{kL} = -\frac{C_{h0}}{C_{h\delta}} - \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}}\alpha - \frac{C_{h\delta_i}}{C_{h\delta}}\delta_i. \quad (3.40)$$

Док би без присуства таба угао лебдења крвила висине био дату у простијем облику:

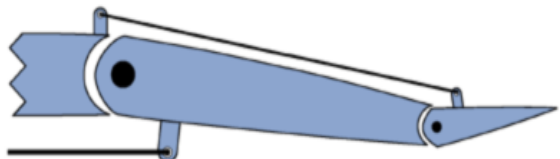
$$\delta_{kL} = -\frac{C_{h0}}{C_{h\delta}} - \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}}\alpha. \quad (3.41)$$

Крвила су обично изведена од симетричних аеропрофила, односно тада је коефицијент $C_{h0} = 0$.

1. БАЛАСНИ ФЛЕТНЕР



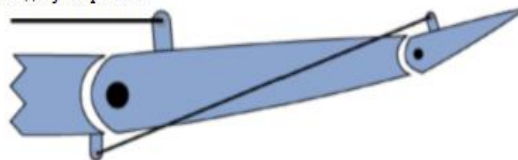
Ка командној површини



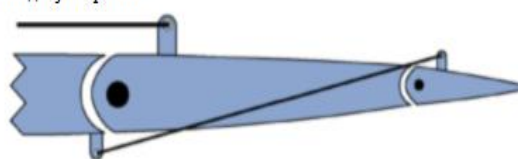
Ка командној површини

2. АНТИБАЛАСНИ ФЛЕТНЕР

Ка командној површини

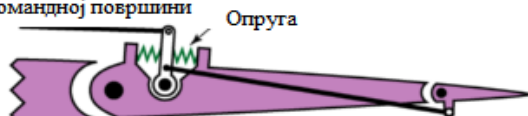


Ка командној површини



3. ФЛЕТНЕР СА ОПРУГОМ

Ка командној површини



Ка командној површини



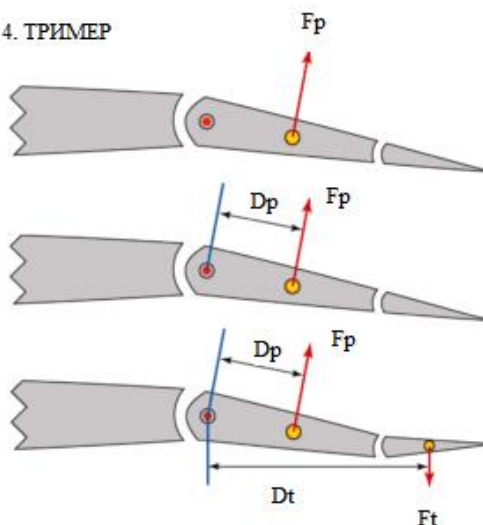
Ка командној површини

Крмилу висине отклоњено на горе без аеродинамичког оптерећења



Крмилу висине отклоњено на горе са аеродинамичким оптерећењем

4. ТРИМЕР



Слика 14 Помоћно крмилу (таб) са различитим конструкционим извођењем, [63]

3.7.3 УЗДУЖНА СТАТИЧКА СТАБИЛНОСТ И НЕУТРАЛНА ТАЧКА СА ПУШТЕНОМ КОМАНДОМ

Да би се добили подаци о уздужној статичкој стабилности авиона са слободном командом потребно је да се на уздужну статичку стабилност са држаном командом дода утицај слободне команде:

$$\left(\frac{dC_m}{dC_Z} \right)_{SK} = \left(\frac{dC_m}{dC_Z} \right)_{DK} + \left(\frac{dC_m}{dC_Z} \right)_{slobodnog\ krmila} \quad (3.42)$$

Утицај слободне команде је углавном дестабилишући осим у случају изведених аеродинамичких конструкција код којих је градијент $C_{h\alpha}$ позитиван, а градијент $C_{h\delta}$ негативан па допринос команде има стабилишући ефекат. Међутим оваква аеродинамичка конструкција се ретко среће у пракси.

Утицај слободног крмила може се добити посредним диференцирањем:

$$\left(\frac{dC_m}{dC_Z} \right)_{\substack{\text{slobodnog} \\ \text{krmila}}} = \frac{dC_m}{d\delta_k} \frac{d\delta_k}{dC_Z}. \quad (3.43)$$

$dC_m / d\delta_k$ се може приказати и у следећем облику:

$$\frac{dC_m}{d\delta_k} = C_{m\delta} = -a_h V_h \eta_h \tau. \quad (3.44)$$

Следи да допринос слободне команде стабилности зависи од положаја крмила и да је тај положај одређен углом лебдења крмила који се за уобичајне конструкције може приказати у облику:

$$\delta_{kL} = -\frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \alpha_h. \quad (3.45)$$

Нападни угао хоризонталног репа одређен је следећим изразом:

$$\alpha_h = \alpha - \varepsilon - \alpha_{uk} + \alpha_{uh}. \quad (3.46)$$

Тако да израз за угао лебдења крмила добија следећи облик:

$$\delta_{kL} = -\frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} (\alpha - \varepsilon - \alpha_{uk} + \alpha_{uh}). \quad (3.47)$$

Диференцирањем једначине (3.46) добија се:

$$\frac{d\delta_{kL}}{dC_Z} = -\frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \frac{d\alpha_h}{dC_Z}. \quad (3.48)$$

Како је:

$$\frac{d\alpha_h}{dC_Z} = \frac{d\alpha}{dC_Z} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) = \frac{1}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right), \quad (3.49)$$

уврштавањем једначине (3.49) у једначину (3.48) се добија:

$$\frac{d\delta_{kL}}{dC_Z} = -\frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \frac{1}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right). \quad (3.50)$$

И коначно уврштавањем једначине (3.50) у једначину (3.49) добија се допринос слободног крмила у облику једначине:

$$\left(\frac{dC_m}{dC_Z} \right)_{\substack{\text{slobodnog} \\ \text{krmila}}} = \frac{a_h}{a} \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) V_h \eta_h \tau. \quad (3.51)$$

Сада се израз за статичку стабилност авиона са слободном командом своди на:

$$\left(\frac{dC_m}{dC_Z} \right)_{SK} = \left(\frac{dC_m}{dC_Z} \right)_{DK} + \frac{a_h}{a} \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) V_h \eta_h \tau. \quad (3.52)$$

Ако се израз за статичку стабилност у безмоторном лету за држану команду уврсти у једначину (3.52) добија се израз за статичку стабилност са пуштеном командом за безмоторни лет:

$$\left(\frac{dC_m}{dC_Z} \right)_{SK} = \frac{x_a}{l_{SAT}} + \left(\frac{dC_m}{dC_Z} \right)_{TR} + \left(\frac{dC_m}{dC_Z} \right)_G - \frac{a_h}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) V_h \eta_h \left(1 - \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \tau \right). \quad (3.53)$$

У случају рада погонске групе треба додати утицај погонске групе. Из једначине (3.52) се види да се утицај слободне команде огледа преко члана $(1 - (C_{h\alpha} / C_{h\delta})\tau)$ који се зове фактор слободног крмила. Величина и предзнак овог члана зависи од величина $C_{h\alpha}$, $C_{h\delta}$ и τ . Ако се ради о крмилу са малом тенденцијом лебдења однос $C_{h\alpha} / C_{h\delta}$ има веома малу вредност и фактор слободе крмила има вредност блиску јединици. Односно, разлика у стабилности са држаном и слободном командом је веома мала. У случају крмила са великом тенденцијом лебдења однос $C_{h\alpha} / C_{h\delta}$ има одређену вредност, а фактор слободног крмила је значајно мањи од јединице. У овом случају допринос стабилности слободног крмила је значајан. Када би фактор τ имао вредност једнаку $C_{h\delta} / C_{h\alpha} \neq 0$ тада би фактор стабилности крмила био једнак нули као и допринос хоризонталног репа са слободним крмилом. Уобичајно је да се допринос слободне команде изрази померањем неутралне тачке унапред. Неутрална тачка са слободном командом h_N' је одређена оним положајем тежишта авиона код ког је градијент:

$$\left(\frac{dC_m}{dC_Z} \right)_{SK} = 0. \quad (3.54)$$

Овај положај се може представити у следећем подеснијем облику у случају безмоторног лета авиона:

$$h_N' = \frac{x_a}{1_{SAT}} - \left(\frac{dC_m}{dC_Z} \right)_{TR} - \left(\frac{dC_m}{dC_Z} \right)_G + \frac{a_h}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) V_h \eta_h \left(1 - \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \tau \right). \quad (3.55)$$

Сходно томе израз за допринос слободне команде може се написати као:

$$\left(\frac{dC_m}{dC_Z} \right)_{SK} = \frac{x_a}{1_{SAT}} - h_N' = h_N - h_N'. \quad (3.56)$$

Мера статичке стабилности са слободном командом такође је $h_N' - h$. Померање неутралне тачке услед слободне команде може се представити једначином:

$$h_N - h_N' = \frac{a_h}{a} \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} V_h \eta_h \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right). \quad (3.57)$$

Ако се у једначини (3.57) уврсти израз $C_{m\delta} = -a_h V_h \eta_h \tau$ тада се добија:

$$h_N - h_N' = \frac{1}{a} \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} C_{m\delta} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right). \quad (3.58)$$

Као типичне вредности разлике неутралне тачке са држаном и слободном командом може се узети опсег од 3% до 5% средње аеродинамичке тетиве крила.

3.8 ПРОЦЕНА УЗДУЖНЕ СТАТИЧКЕ СТАБИЛНОСТИ У МАНЕВРУ

Досадашње излагање о уздужној статичкој стабилности се односило на праволинијски стационарни лет, где је сила узгона једнака тежини летелице. Поред овог режима лета потребно је проверити статичку стабилност авиона у стационарном маневру. То практично значи да је потребно одредити неутралну тачку маневра са држаном и пуштеном палицом. Разматрање маневра се своди на разматрање два карактеристична маневра, а то су:

1. Маневар вађења из обрушавања.
2. Стационарни заокрет.

У оба ова маневра убрзање настаје због неуравнотежене силе узгона нормално на путању лета, а као последица тога јавља се закривљена путања лета и ротација око Y осе. Ова ротација производи момент пригушења који тежи да спречи ову ротацију. Као последица тога потребан је нешто већи отклон крмила него у стационарном лету са истим коефицијентом узгона, што ствара мали прираст стабилности у маневру. Овај додатни отклон крмила може се представити једначином:

$$\Delta\delta_k = -63 \frac{dg}{\tau V^2} (n-1), \quad (3.59)$$

за маневар вађења из обрушавања, а за стационарни заокрет једначином:

$$\Delta\delta_k = -63 \frac{dg}{\tau V^2} \left(n - \frac{1}{n} \right). \quad (3.60)$$

Диференцирањем угла отклона крмила по фактору нормалног оптерећења добија се:

$$\left(\frac{d\delta_k}{dn} \right)_{\text{вађења}} = -\frac{1}{V^2} \left[63 \frac{dg}{\tau} + \frac{2}{\rho} \frac{mg}{S} \frac{1}{C_{m\delta}} \left(\frac{dC_m}{dC_Z} \right)_{SK} \right], \quad (3.61)$$

за маневар вађења, а за маневар заокрета следећа једначина:

$$\left(\frac{d\delta_k}{dn} \right)_{\text{заокрет}} = -\frac{1}{V^2} \left[\frac{63dg}{\tau} \left(1 + \frac{1}{n^2} \right) + \frac{2}{\rho} \frac{mg}{S} \frac{1}{C_{m\delta}} \left(\frac{dC_m}{dC_Z} \right)_{SK} \right]. \quad (3.62)$$

У горњим једначинама параметар d представља удаљеност од тежишта до аеродинамичког центра хоризонталног репа, g убрзање земљине теже а ρ густину ваздуха. Из свега горе наведеног могу се извући следећи закључци за статичку стабилност у маневру са држаном командом:

- Неутрална тачка маневра са држаном командом увек је иза неутралне тачке са држаном командом у стационарном праволинијском лету.
- Геометрија авиона утиче на положај неутралне тачке маневра иза неутралне тачке у стационарном праволинијском лету. Та разлика је најмања код безрепца јер је тада пригушни ефекат репа најмањи.
- Са повећањем висине неутрална тачка маневра се приближава неутралној тачки стационарног хоризонталног лета.
- Са повећањем масе авиона неутрална тачка маневра се приближава неутралној тачки стационарног хоризонталног лета.
- Највећа разлика у положају неутралне тачке је код авиона са малим специфичним оптерећењем крила и при лету на сасвим малим висинама.

Одређивање неутралне тачке маневра служи за проверу ефикасности крмила висине у маневру. Односно, потребно је проверити да ли авион са крајњим предњим положајем тежишта може да достигне задати коефицијент нормалног оптерећења. У пракси крајњи предњи положај тежишта обично није ограничен ефикасношћу крмила у маневру већ условима слетања који су нарочито изражени код конструкција са репом иза крила. Исти ови закључци се могу извести и за неутралну тачку маневра са слободном командом с тим што је она нешто ближа неутралној тачки стационарног праволинијског лета са слободном командом. Неутрална тачка маневра са пуштеном командом има више академски него

практичан значај. Авион никада не би смео да лети у близини неутралне тачке маневра јер би тада пилот веома лако могао да доведе авион до лома услед превеликог оптерећења јер је градијент силе на палици по нормалном оптерећењу у неутралној тачки маневра једнак нули.

На крају треба размотрити утицај примене тега и/или опруге у командном колу управљања на неутралну тачку маневра:

1. Опруга не утиче на извод силе на палици по нормалном оптерећењу па ни на неутралну тачку маневра са пуштеном командом.
2. Додатак тега повећава градијент силе на палици по нормалном оптерећењу и помера неутралну тачку маневра уназад.

3.9 АЕРОТУНЕЛИ И ЊИХОВА ПРИМЕНА

Већ више од сто година аеротунели се користе као један од најпоузданијих начина за добијање аеродинамичких карактеристика летелица мада постоје и нови приступи у анализи ротационог кретања летелице [64]. Данас се аеротунели поред интензивног испитивања авиона, ракета и других ваздухопловних средстава све више користе за испитивања у аутомобилској индустрији. У Србији се данас активна аеротунелска постројења налазе у Војнотехничком институту (ВТИ) у Београду као и на Машинском факултету Универзитета у Београду. За све летелице које су конструисане у Војнотехничком институту у Београду (некада Ваздухопловнотехничком институту пре његове интеграције у Војнотехнички институт) су направљени модели (један или више њих) који су испитивани у аеротунелским постројењима института. Прва лабораторија за експерименталну аеродинамику је основана 1952. године са основним активностима као што су: аеротунелска испитивања, пројектовање и производња модела за испитивања, пројектовање и производња аеротунелске опреме и инсталације. Данас се у оквиру Војнотехничког института налази пет аеротунела:

1. Т-32 субсонични аеротунел са радним делом $1,2 \text{ m} \times 1,8 \text{ m}$.
2. Т-33 водени кавитациони тунел са радним делом $0,5 \text{ m} \times 0,35 \text{ m}$.
3. Т-35 велики подзвучни аеротунел са радним делом $3,2 \text{ m} \times 4,4 \text{ m}$.
4. Т-36 мали трисонични аеротунел са радним делом $0,22 \text{ m} \times 0,25 \text{ m}$.
5. Т-38 трисонични аеротунел са радним делом $1,5 \text{ m} \times 1,5 \text{ m}$.

У овим аеротунелима испитују се модели аеродинамичких и неаеродинамичких објеката. Типична испитивања су:

- Мерење сила и момента.
- Мерење расподеле притиска.
- Испитивање струјног поља.
- Мерење динамичких дериватива стабилности.
- Визуализација струјања.
- Мерења на великом нападном углу.
- Мерења минималног отпора.
- Мерења са подвесним теретима.

- Испитивања утицаја тла.
- Баждарења радног дела аеротунела.
- Испитивања спољног струјног поља.

Ради јаснијег сагледавања важности примене аеротунела наведена су само нека испитивања која су реализована зарад потреба пројектовања авиона ЛАСТА а то су [56, 57, 65-67]. На Слици 15 приказана је визуелизација струјања око модела авиона ЛАСТА у аеротунелу Т-35 из [56]. Ови резултати показују где долази до оцепљења струјања на авиону и да ли авион остаје управљив при већим нападним угловима. Сви наведени извештаји су помогли да се стекне јаснија и прецизнија слика о: прорачунским вредностима свих коефицијената сила и момента, деривативима [68], коефицијентима шарнирних момента (Слика 12 и Слика 13) [56, 57], почетку губитка узгона и понашања авиона на великим нападним угловима [69, 70]. Аеротунелска испитивања [56, 57, 65-67] су реализована са умањеним моделом авиона ЛАСТА без пропелера. Из наведених разлога обрадом аеротунелских резултата не може се доћи до стабилносних карактеристика авиона у критичним фазама лета. Да би се утицај погонске групе одредио аеротунелским испитивањима потребно је тестирати целу летелицу у симулираним реалним условима са радом погонске групе. Ово је могуће урадити само за мање летелице у већим аеротунелским потројењима од којих вреди истаћи **NACA/NASA Full Scale Wind Tunnel унутар Langley Memorial Aeronautical Laboratory у Hampton (Virginia)**. За сада не постоји поуздана рачунска метода која са сигурношћу може указати на проблематику одвајања струјања како на великим тако и на умереним нападним угловима као аеротунели у фази пројектовања летелица. Данас CFD методе су у стању да се приближе аеротунелима по својим прорачунским вредностима али се за сада још увек врши валидација CFD методе аеротунелским испитивањима [68].

Радови из ове области који указују на потенцијал CFD метода и наглашавају њихову могућност да смање потребу за аеротунелским испитивањима су свакако [71-73]. У наведеним радовима је најављена могућност решавања Навијер-Стоксових једначина применом нумеричке динамике флуида. Слагања са експерименталним резултатима су задовољавајућа у великом броју анализираних параметара наведених у горе поменутој литератури. Оно што свакако треба нагласити је да су ови резултати добијени на суперкомпјутерима који су за сада недоступни широј популацији, односно неприменљиви за индустрију. Резултати су углавном последица заједничког рада министарства и водећих америчких компанија као што су: DoD HPCMP, U.S. Army Engineer Research and Development Center, Air Force Research Laboratory Department of Defense Shared Resource Center, Office Institute for High Performance Computing Applications of Air Armament (ИНААА) итд. Прорачуни су обављени уз помоћ софтвера специјално добијеног од компаније зарад потреба истраживања и развоја и да је сасвим оправдано питање оправданости оваквог начина рада.



$\alpha=0^\circ$



$\alpha=16^\circ$



$\alpha=26^\circ$

Слика 15 Визуелизација струјања око модела авиона ЛАСТА у аеротунелу Т-35, [56]

Поред предходно наведених извештаја проблематика испитивања модела у аеротунелима [74] и мерење аеродинамичких дериватива [75, 76] је обрађена и у докторским дисертацијама [77-79]. У овим дисертацијама се могу пронаћи све детаљне информације у вези са проблематиком динамичких испитивања модела у аеротунелима, као и велики број референци у вези са радовима, књигама и извештајима који третирају ову проблематику. Због свега тога у овом раду неће бити детаљно анализирана проблематика стабилности са становишта анализе испитивања модела у аеротунелу, јер се докторска дисертација [78] детаљно бави овом проблематиком, а у књизи [41] се могу наћи детаљне информације везане за проблематику одређивања дериватива стабилности експерименталним путем. Најбоље информације везане за прорачун аеродинамичких дериватива могу се наћи у [28, 31, 58] а да свакако треба узети у обзир и [80, 81]. Према тренутно актуелним подацима [54] и на основу предвиђања многих релевантних стручњака из области ваздухопловне индустрије, не очекује се у скорој будућности битна промена у приступу начину конструисања нових и модификацији постојећих летелица по питању аеродинамике. Јасан закључак је да ће аеротунели сигурно још бар неколико деценија остати у употреби као најзначајније средство за верификацију прорачунских модела пре дефинисања коначног облика летелице.

Битна предност аеротунелских испитивања и CFD метода у односу на класичне методе прорачуна се огледа у могућношћу добијања адекватних аеродинамичких параметара за нестандартне-нове аеродинамичке облике летелица. Овакав развој је довео до промене у нумеричким вредностима аеродинамичких параметара летелица при чему се неки од параметра који су се могли занемарити постају примарне важности. Из наведених разлога неке компаније се већ данас ослањају искључиво на CFD методе током пројектовања летелица [82], а додатна предност се огледа у могућству одређивања параметара лета у нелинеарној области анвелопа лета (дериватив $C_{h\alpha}$ приказан на Слици 13), где класичне методе не могу дати задовољавајуће резултате.

3.10 CFD МЕТОДЕ И ЊИХОВА ПРИМЕНА

Примери нумеричке динамике флуида дати су у радовима [32, 33, 71-73], а у овој дисертацији уводне напомене су дате на основу [54, 83]. Данас се већина аеродинамичких анализа врши уз помоћ нумеричке динамике флуида, али ове методе нису замена за аеротунелска испитивања, а понекад не доводе ни до смањења броја аеротунелских испитивања [54].

У почетку су се пројектанти летелица ослањали на линеаризоване нумеричке методе као што су на пример панел методе (PANAIR и QUADPAN) због могућности да процене индуковане ефекте и таласни отпор. Данас се ови кодови могу покренути на кућним рачунарима. Ограничења ових метода су устаљено струјање без одвајања струјница и вртложности. Овакво струјање око летелице је углавном присутно током крстарења. Због тога ове методе нису биле довољно тачне за процену отпора и узгона при већим нападним угловима па су за те потребе коришћени аеротунели. Такође, ове методе су биле неприменљиве за трансонична струјања. Ипак у свом домену примене ове методе су давале резултате са тачношћу од 2-10% у поређењу са резултатима летних испитивања. И поред тога што су ове методе биле у стању да на адекватан начин процене део отпора и узгон то

није омогућавало да се произведе најбоље испројектована летелица. Проблем лежи у томе што и поред великог броја корисних информација добијени резултати нису били довољни да дају одговоре на питање зашто конструкционо решење има проблеме/недостатаке и на који начин може бити унапређено. Одговор на ово питање даће управо нумеричка динамика флуида која је баш због наведених разлога постала врло популарна и незаменљива током пројектовања летелица.

Методe нумеричке динамике флуида, служе за нумеричку симулацију великог броја различитих појава које обухватају струјање флуида и размену топлоте. Тачније ове методе решавају Навијер-Стоксове једначине презентоване још 1822. године. Једначине у потпуности описују динамику флуида (осим при хемијским реакцијама на високим температурама) и састоје се од једначине континуитета, закона о одржању количине кретања и закона о одржању енергије. Како би се симулирале те појаве и решиле применом CFD метода неопходно је што прецизније дефинисати граничне услове, одредити густину нумеричке мреже уз чврсту површину, изабрати одговарајући турбулентни модел, ред тачности нумеричке апроксимације као и прецизност израчунавања.

Да би се применом нумеричких метода решиле парцијалне диференцијалне једначине или њихови системи, неопходно је постављање граничних и почетних услова. Од тачности задатих услова, зависи и тачност нумеричког решења које се добија нумеричком симулацијом струјања. Ако притом тако добијена нумеричка решења конвергирају, онда се може сматрати да је добијено решење прихватљиво за посматрани проблем. Прихватљивост нумеричког решења утврђује се поређењем са резултатима експеримента уколико је он вршен, или поређењем са егзактним решењем уколико је оно познато. Данас још увек не постоји адекватан код који може у потпуности да реши пун облик Навијер-Стоксових једначина око летелице због компликованости математичке анализе турбулентног струјања. Како се турбулентно струјање одвија на нивоу молекула, да би се решио овај проблем неопходна је мрежа са редом од милијарду ћелија величине молекула [54].

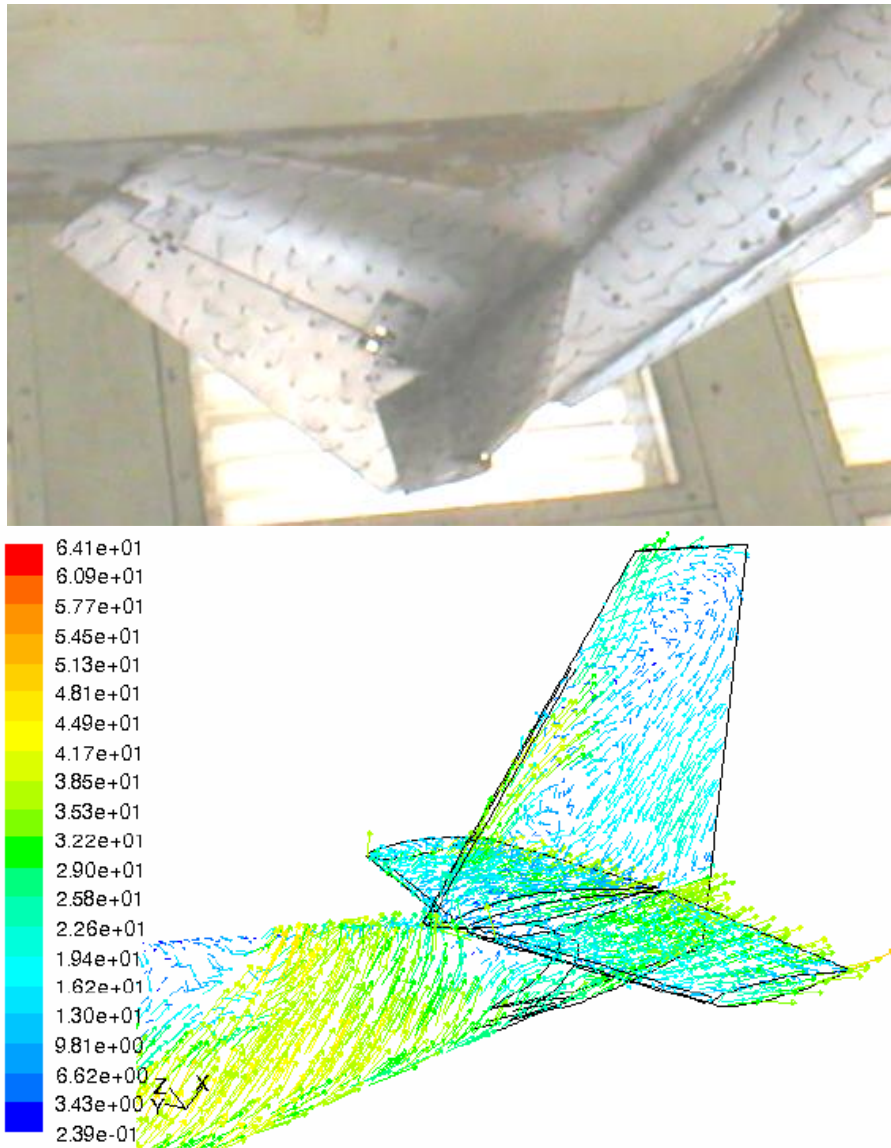
Тренутно доступне методе за решавање Навијер-Стоксових једначина заправо користе упрошћења у третирању турбулентног струјања, односно користе одговарајући математички модел турбулентности [84] који није егзактно тачан. Овај феномен је третиран на основу статистичке калибрације модела одвојено од решења проблема Навијер-Стоксових једначина. Међу њима, најсофистициранији код је LES (симулација великих вртлога) који симулира велике вртлоге и користи статистичке турбулентне моделе за ефекте мале турбулентности. На овај начин код је у могућности да анализира турбулентне вртлоге. Са данашњим рачунарским ресурсима овај код није у могућности да симулира комплексно струјање око летелице али је коришћен за упрошћене геометрије.

Тренутно се струјање око летелица врши Рејнолдсовим усредњавањем Навијер-Стоксових једначина које садржи статистичке моделе малих и великих вртлога (турбулентности). Претпостављено је да се стварни турбулентни ниво може апроксимирати просечним (временски усредњеним) у свакој ћелији, чиме се добија упрошћење на решавање од отприлике 60 парцијалних диференцијалних једначина [54]. Овај код је у стању да решава проблеме са вртложним струјањем, одвајањем струјница, трансоничним ефектима и ефектима неустаљеног струјања. Такође, код је коришћен на многим пројектима

где су решавани одређени проблеми при којима остале методе нису биле у стању да дају адекватно решење. Мана овог кода је још увек висока цена неопходна за припрему и анализу одређене проблематике. Са одређеним упрошћењима, на пример игнорисањем вискозних ефеката и претпоставке да је струјање из Навијер-Стоксових једначина устаљено добијају се Ојлерове једначине. Ове једначине су значајно лакше за решавање и широко примењене. Занемаривање вискозности је сасвим оправдано изван граничног слоја. Занемаривањем ротационог члана (вртложности) добија се потенцијално струјање. Ова два кода у спрези са додатним кодом који третира проблематику одвајања и граничног слоја могу дати задовољавајуће резултате.

Предност CFD методе у односу на експериментална испитивања се огледа у значајно нижој цени за нека испитивања. Осим тога за неке проблеме практично није могуће у аеротунелима остварити услове који би одговарали стварним условима (улазак шатла у атмосферу, полетање балистичке ракете или екстермни услови рада неке турбомашине). Ове чињенице намећу CFD методе као један од кључних алата за добијање прве апроксимације посматране проблематике. Поред горе наведених услова, који су кључни за добијање веродостојног резултата, увек се намеће и питање колико реално CFD метода описује дату појаву. Одговор на ово питање је дат у литератури [55], где се кроз пример интеграције мотора на авионима типа Boeing 737 показује евидентна предност примене CFD метода у односу на аеротунеле. У наведеном примеру је показано да се применом CFD метода стекао јасан увид у то да индуковани отпор проузрокује отпор интерференце између крила и моторске годноле [85]. Данас се CFD користи у иницијалној фази конструкције [86] (авиона, моторних возила, ракета итд.), а аеротунели се користе у каснијој фази развоја зарад провере тачности методе [87] и финалног дотеривања производа [88]. CFD омогућава потпуни увид у струјање око тела чак и при адекватним Рејнолдсовим бројевима струјања који нису карактеристични за аеротунелска испитивања. На Слици 16 дат је приказ поређења опсрујавања око модела авиона ЛАСТА [57] и CFD резултата [87]. Постигнуто је добро слагање нумеричких и експерименталних резултата са разликама испод 7% [87]. Из горе наведених радова се закључује да је са становишта примене динамичке механике флуида у ваздухопловству у овом тренутку могуће применом ових метода реализованих у различитим софтверским пакетима добити поуздане резултате по питању коефицијента узгона и коефицијента отпора. Значајан напредак је остварен током задњих десетак година у побољшању тачности прорачуна коефицијента отпора који је сада у сасвим прихватљивим границама са инжењерског аспекта али и у прорачуну коефицијента момента.

Овде се пре свега треба осврнути на прорачун коефицијента момента летелице. Према разним информацијама о прорачуну коефицијета момента летелице као на пример у [89], јасно је да се за сада не може увек постићи одговарајућа тачност прорачуна овог коефицијента у свим режимима лета. Тиме се показује да се CFD методе не могу увек користити за анализу стабилности летелице у критичним режимима лета. Сви примери у досадашњој литератури односе се на ловачке авионе где нема елисе која утиче на струјање око летелице. Проблематика струјања око авиона са елисом је додатно усложена и по том питању се могу очекивати слабији резултати у погледу тачности. Елиса као додатни ротациони елемент значајно утиче на струјања у зони иза ње, ствара вртлоге и нарушава ламинарност струјања. Овиме се значајно повећава сложеност математичког модела као и број ћелија у самој зони елисе.



Слика 16 Визуелизација струјања око модела авиона ЈАСТА у аеротунелу Т-35, [57] и резултат CFD анализе, [87], при нападном углу $\alpha \approx 45^\circ$

Резултати испитивања CFD модела су засновани на претпоставци модела летелице као крутог тела што је за неке летелице и режиме лета сасвим прихватљива апроксимација. Имајући ово у виду, потребно је моделирати CFD струјање са еластичном геометријом елисе у случају да се желе анализирати нестационарни маневри који су од интереса, по питању стабилности и управљивости летелице. Како ово додатно усложњава прорачун, а при томе нема јасних података да ли би дати модел дао решење које конвергира или не, овај модел није за сада предмет истраживања.

Тренутно стање науке омогућава анализу стабилности летелице на основу расподеле оптерећења добијеног CFD методом и њено поређење са аеротунелским испитивањем. Међутим, прорачун пуног модела са елисом, захтева велике рачунарске ресурсе као и

паралелан рад већег броја процесора (под условом да постоји одговарајући број лиценци за паралелно процесирање) те према томе и огромна новчана улагања. У тренутку израде дисертације није било услова да се ова анализа изврши. Таква анализа би се могла поредити једино са летним резултатима испитивања. У неком будућем пројекту, када ресурси то дозволе може се очекивати покушај анализе стабилности и управљивости летелица применом CFD метода.

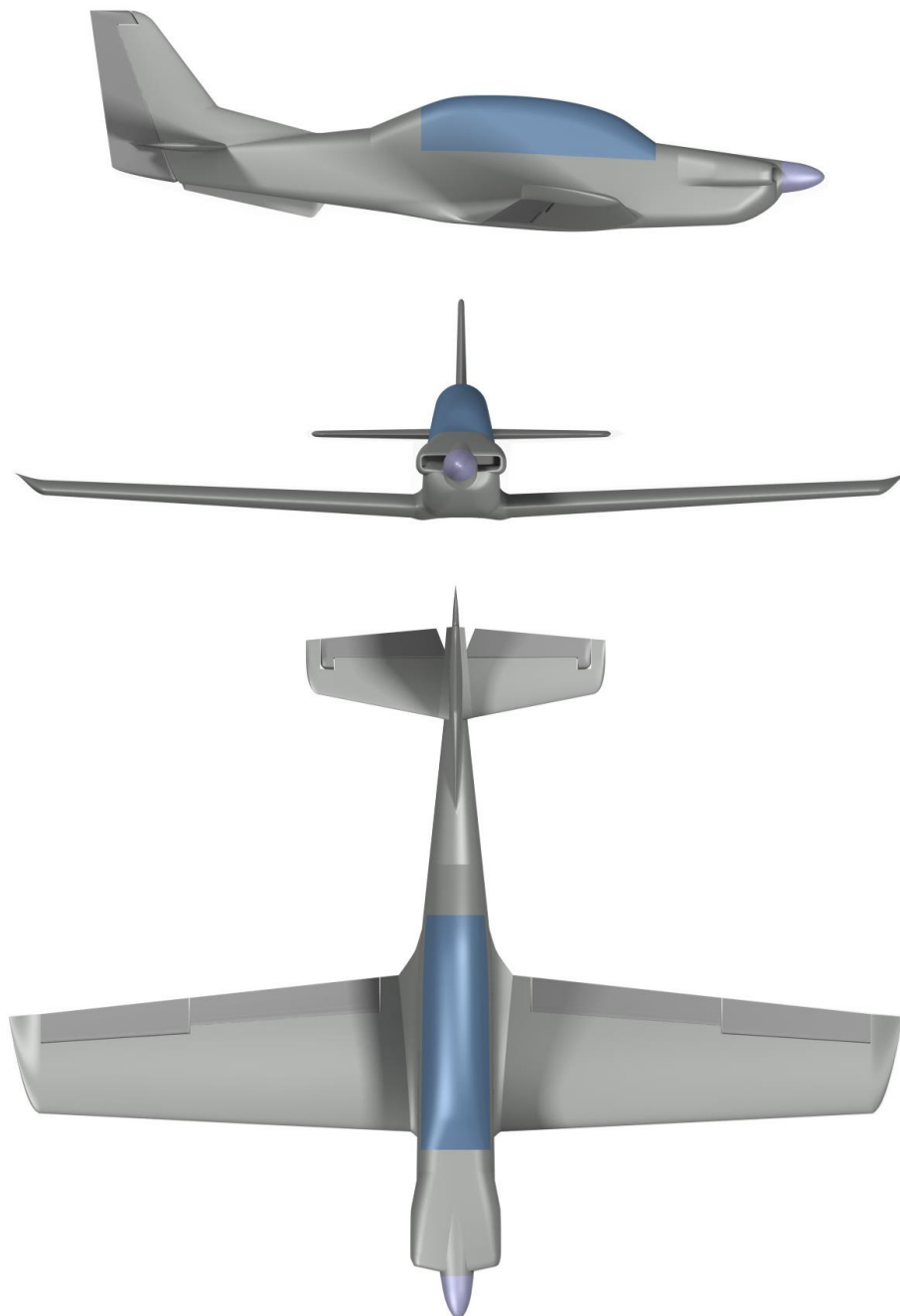
Као успешан пример примене CFD методе може се навести прорачун перформанси беспилотне летелице Пегаз [89], који је потпуно заснован на полари летелице добијене применом CFD алата [90]. Током последњих пар година интезивно се ради на примени CFD метода које су резултирале извештајем [90]. У [90] су приказани резултати прорачуна управљачких дериватива, дефинисана је полара летелице и одређен положај неутралне тачке безмоторног лета. Веродостојност добијених резултата је потврђена поређењем са резултатима кооперанта на овом пројекту датих у [91]. Истоветни резултати су приказани у [92], где је целокупни концептуални дизајн летелице Halcon II одрађен применом нумеричких метода.

Неоспорно је да ће се CFD методе развијати и даље, као и рачунарски ресурси па се са пуним правом очекује да ће се оне све више користити, како у иницијалној фази пројектовања тако и у фази развоја и припреми за испитивања (развојна и завршна). Поред примене ових метода у прорачуну стабилности, потребно је нагласити да се све више користе и за добијање јасне слике о расподели оптерећења по контури авиона која су меродавана за прорачун чврстоће [91]. То је још један сегмент где се применом ових метода добија јасна и прецизнија слика о расподели оптерећења, у односу на класичне методе прорачуна типа панел метода као, и расподела температуре услед загревања структуре летелице приликом атмосферског лета. Ипак, можда најзначајнији допринос CFD метода се огледа у могућности инверзног решења динамике флуида, односно, проналажења одговарајуће геометрије за унапред дефинисане аеродинамичке карактеристике. Тренутно се у овој области спроводе значајна истраживања при чему је остварен значајан напредак у оптимизацији спољне геометрије летелица. Посебно у овој области треба истаћи оптимизацију контуре аеропрофила [92].

Детаљне информације у вези проблема математичког моделирања граничног слоја у коме су доминантни вискозни ефекти флуида који причињавају највећу потешкоћу при решавању упрошћеног модела Навијер-Стоксових једначина се могу наћи у [93]. Информације везане за проблематику нумеричког решавања одговарајућих парцијалних диференцијалних једначина су такође дате у поглављу [93].

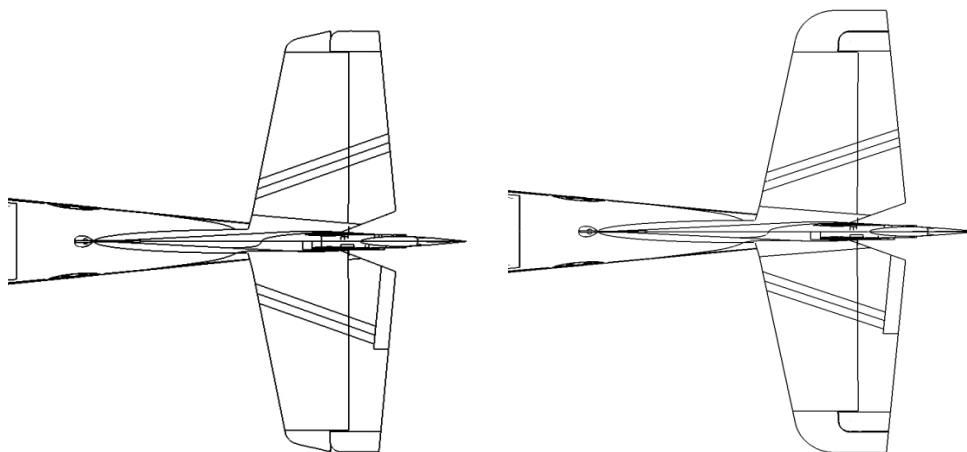
4 ПРОРАЧУНСКИ РЕЗУЛТАТИ АНАЛИЗЕ СТАБИЛНОСТИ АВИОНА ЛАСТА-П2

Да би се извршио прорачун стабилности летилице потребно је дефинисати њену геометрију и прорачунску тачку за коју се рачунају сви аеродинамички деривативи. Предмет испитивања у овој дисертацији је авион ЛАСТА-П2 чије су три пројекције обриса дате на Слици 17.



Слика 17 Три пројекције обриса авиона ЛАСТА-П2 са хоризонталним репом типа Б

У овој дисертацији упоредно је анализиран утицај промене геометрије хоризонталног репа [94] на уздужну статичку стабилност прорачунским и експерименталним путем [95]. Прорачун је рађен за две геометрије хоризонталног репа (тип А и тип Б). Скице облика геометрије хоризонталних репова дате су на Слици 18. Геометрија авиона са основним геометријским карактеристикама је дата у табели Т-1.



Слика 18 Хоризонтални реп тип А

Хоризонтални реп тип Б

| Авион ЛАСТА-П2 | Тип репа А |
|-----------------------------------|---------------------|
| Размах крила | 9,015 m |
| Аеродинамичка површина крила | 12,9 m ² |
| Виткост крила | 6,3 |
| Дужина трупа | 7,088 m |
| Максимална ширина трупа | 0,98 m |
| Пречник елисе | 1,9812 m |
| Средња аеродинамичка тетива крила | 1,461 m |

Табела Т-1 Геометрија авиона ЛАСТА-П2

Оригинални тип хоризонталног репа (тип А) је модификован (тип Б) током фазе развојних испитивања летелице. Геометрија оба типа (оригиналног и модификованог) хоризонталног репа дата је у табели Т-2.

| Тип хоризонталног репа | А | Б |
|---|---------------------|---------------------|
| Размах хоризонталног репа | 2,8 m | 3,1 m |
| Аеродинамичка површина хоризонталног репа | 2,22 m ² | 2,44 m ² |
| Виткост хоризонталног репа | 3,53 | 3,93 |

Табела Т-2 Геометрија оригиналног и модификованог хоризонталног репа

Пошто је треба нагласити да је прорачунски метод примењив у линеарном домену зависности промене коефицијента узгона у функцији нападног угла и при малим вредностима вучне силе елисе односно при реланту, што је детаљније дато у [96]. У апроксимативном прорачуну је занемарен дестабилишући ефекат елисе и крила при већим

нападним угловима. Ови утицаји постоје а нарочито долазе до изражаја у фазама лета као што је на пример пењање.

Нажалост, још увек не постоји одговарајући аналитички метод за прорачун ових доприноса па се они најчешће узимају у обзир на основу искуства и већег броја резултата експерименталних испитивања. На основу публикованих података о кумулативном дестабилишућем ефекту код једномоторних авиона овај ефекат се креће у границама од 5-10% средње аеродинамичке тетиве крила. У пракси се обично утицај погонске групе процењује на основу искуства, а тачне вредности се могу добити једино експерименталним испитивањем авиона у лету [15, 18, 55, 96].

Да би се одредио положај неутралне тачке безмоторног лета полази се од једначина (3.27) и (3.53):

$$\begin{aligned} \left(\frac{dC_m}{dC_z}\right)_{DK} &= \frac{x_a}{l_{SAT}} + \left(\frac{dC_m}{dC_z}\right)_{TR} + \left(\frac{dC_m}{dC_z}\right)_G - \frac{a_h}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) V_h \eta_h, \\ \left(\frac{dC_m}{dC_z}\right)_{SK} &= \frac{x_a}{l_{SAT}} + \left(\frac{dC_m}{dC_z}\right)_{TR} + \left(\frac{dC_m}{dC_z}\right)_G - \frac{a_h}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) V_h \eta_h \left(1 - \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \tau\right). \end{aligned} \quad (4.1)$$

Потрбно је прво одредити градијент узгона крила и хоризонталног репа на основу познате геометрије коришћењем једначине:

$$a = \frac{2 \cdot \pi \cdot \lambda}{2 + \sqrt{\frac{\lambda^2 \cdot \beta^2}{\kappa^2} \cdot \left(1 + \frac{\tan^2 \varphi_{0.25l}}{\beta^2}\right) + 4}}. \quad (4.2)$$

У једначини (4.2) параметар β је дефинисан као $\beta = \sqrt{1 - M^2}$, а параметар κ као $\kappa = a_0 / (2 \cdot \pi)$. Коришћењем једначине (4.2) одређује се градијент узгона крила и хоризонталног репа авиона који су приказани у табелама Т-3 и Т-4.

Допринос трупа је одрађен коришћењем DATCOM методе детаљно објашњене у поглављу 4.2.2.1 [28] са сегментима трупа приказаним на Слици 19 и резултатима прорачуна приказаним у табели Т-5.

Градијент узгона трупа је дефинисан једначином:

$$(C_{m\alpha})_{TR} = \frac{\sum_{i=1}^n W_{fi}^2 \left(\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} + 1\right) \Delta x_i}{36,5 S l_{SAT}}. \quad (4.3)$$

Када се одреди градијент узгона трупа може се одредити допринос трупа уздужној статичкој стабилности коришћењем једначине:

$$\left(\frac{dC_m}{dC_z}\right)_{TR} = \frac{(C_{m\alpha})_{TR}}{C_{Z\alpha}} = 0,035. \quad (4.4)$$

Повијање ваздушне струје у зони хоризонталног репа $d\varepsilon / d\alpha = 0,43391$ је одређено коришћењем дијаграма 9.7 из [97] на основу познате геометрије. За различиту центражу авиона потребно је одредити волумен хоризонталног репа коришћењем једначине:

$$V_h = S_h \cdot d / (S \cdot l_{SAT}). \quad (4.5)$$

| H (m) | V (km/h) | V (m/s) | a (m/s) | M | β | a (1/rad) | a (1/deg) |
|---------|------------|-----------|-----------|--------|---------|-------------|-------------|
| 0 | 280 | 77,78 | 340,29 | 0,2286 | 0,9735 | 4,8383 | 0,0844 |
| 1000 | 280 | 77,78 | 336,43 | 0,2312 | 0,9729 | 4,8404 | 0,0845 |
| 2000 | 280 | 77,78 | 332,53 | 0,2339 | 0,9723 | 4,8426 | 0,0845 |
| 3000 | 280 | 77,78 | 328,59 | 0,2367 | 0,9716 | 4,8449 | 0,0846 |
| 4000 | 280 | 77,78 | 324,59 | 0,2396 | 0,9709 | 4,8473 | 0,0846 |
| 5000 | 280 | 77,78 | 320,55 | 0,2426 | 0,9701 | 4,8498 | 0,0846 |
| 6000 | 280 | 77,78 | 316,45 | 0,2458 | 0,9693 | 4,8525 | 0,0847 |
| 7000 | 280 | 77,78 | 312,31 | 0,2490 | 0,9685 | 4,8553 | 0,0847 |
| 8000 | 280 | 77,78 | 308,11 | 0,2524 | 0,9676 | 4,8583 | 0,0848 |
| 9000 | 280 | 77,78 | 303,86 | 0,2560 | 0,9667 | 4,8614 | 0,0848 |
| 10000 | 280 | 77,78 | 299,53 | 0,2597 | 0,9657 | 4,8648 | 0,0849 |
| 11000 | 280 | 77,78 | 295,07 | 0,2636 | 0,9646 | 4,8684 | 0,0850 |
| 12000 | 280 | 77,78 | 295,07 | 0,2636 | 0,9646 | 4,8684 | 0,0850 |

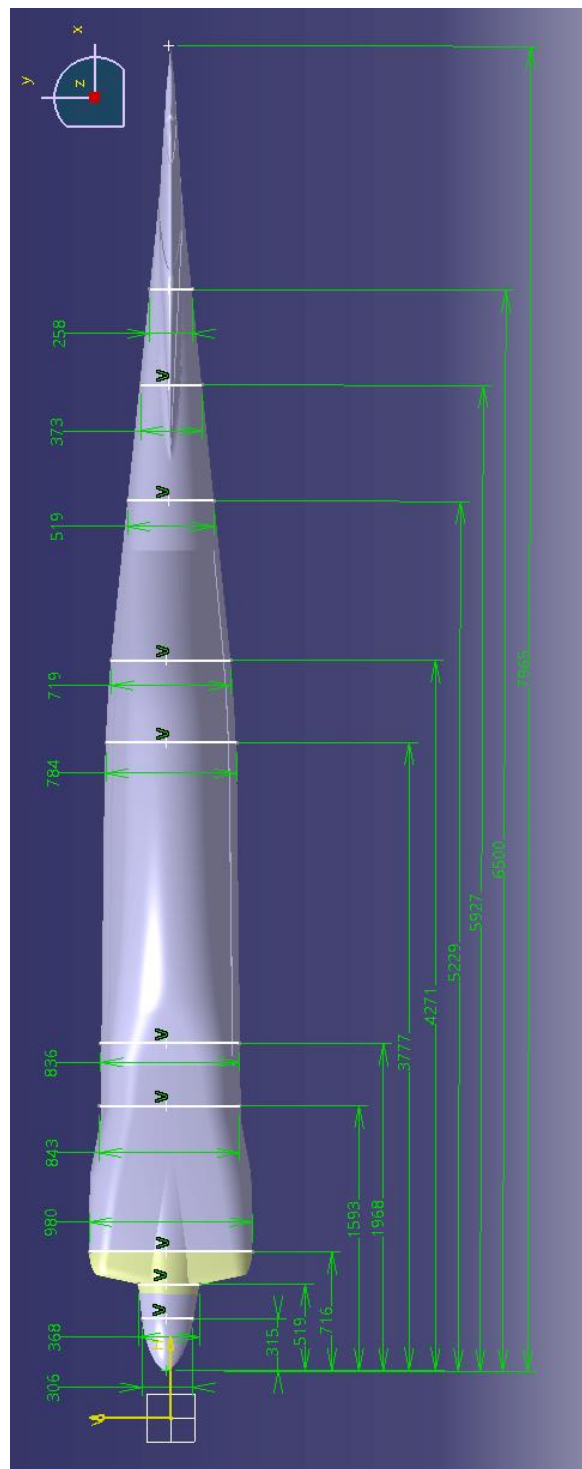
Табела Т-3 Градијент узгона крила авиона за различите надморске висине лета

| H (m) | V (km/h) | V (m/s) | a (m/s) | M | β | a_h (1/rad) | a_h (1/deg) |
|---------|------------|-----------|-----------|--------|---------|---------------|---------------|
| 0 | 280 | 77,78 | 340,29 | 0,2286 | 0,9735 | 3,9279 | 0,0686 |
| 1000 | 280 | 77,78 | 336,43 | 0,2312 | 0,9729 | 3,9292 | 0,0686 |
| 2000 | 280 | 77,78 | 332,53 | 0,2339 | 0,9723 | 3,9306 | 0,0686 |
| 3000 | 280 | 77,78 | 328,59 | 0,2367 | 0,9716 | 3,9321 | 0,0686 |
| 4000 | 280 | 77,78 | 324,59 | 0,2396 | 0,9709 | 3,9337 | 0,0687 |
| 5000 | 280 | 77,78 | 320,55 | 0,2426 | 0,9701 | 3,9353 | 0,0687 |
| 6000 | 280 | 77,78 | 316,45 | 0,2458 | 0,9693 | 3,9370 | 0,0687 |
| 7000 | 280 | 77,78 | 312,31 | 0,2490 | 0,9685 | 3,9388 | 0,0687 |
| 8000 | 280 | 77,78 | 308,11 | 0,2524 | 0,9676 | 3,9408 | 0,0688 |
| 9000 | 280 | 77,78 | 303,86 | 0,2560 | 0,9667 | 3,9428 | 0,0688 |
| 10000 | 280 | 77,78 | 299,53 | 0,2597 | 0,9657 | 3,9449 | 0,0689 |
| 11000 | 280 | 77,78 | 295,07 | 0,2636 | 0,9646 | 3,9473 | 0,0689 |
| 12000 | 280 | 77,78 | 295,07 | 0,2636 | 0,9646 | 3,9473 | 0,0689 |

Табела Т-4 Градијент узгона хоризонталног репа за различите надморске висине лета

Коефицијенти шарнирног момента C_{h_α} и C_{h_δ} су одређени коришћењем DATA SHEETS метода детаљно описаним у [58] и стога прорачун ових дериватива није приказан у овој дисертацији. Добијене вредности коефицијената шарнирног момента су:

$$C_{h_\alpha} = -0,1007 \text{ и } C_{h_\delta} = -0,475.$$



Слика 19 Сегменти трупа авиона ЛАСТА-П2 (димензије у mm)

| Сегмент | W_{ji} | W_{ji}^2 | x_i | Δx_i | x_i | x_i | $\frac{x_i}{I_{SAT}}$ | $\left(\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right)_0$ | $\left(\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right)_0$ | $\frac{x_i}{I_H}$ | $\left(\frac{\partial \varepsilon_H}{\partial \alpha}\right)$ | K_A | K_λ | K_H | $\cos \varphi_{h(0.25I_{SAT})}$ | $\frac{\partial \bar{\varepsilon}}{\partial \alpha}$ | $\frac{x_i}{I_H} \left(1 - \frac{\partial \bar{\varepsilon}}{\partial \alpha}\right)$ | $\left(1 + \frac{\partial \varepsilon_H}{\partial \alpha}\right)$ | $W_{ji}^2 \left(1 + \frac{\partial \varepsilon_H}{\partial \alpha}\right) \Delta x_i$ |
|---------|----------|------------|-------|--------------|-------|-------|-----------------------|---|---|-------------------|---|--------|-------------|--------|---------------------------------|--|---|---|---|
| | 1 | 0.306 | 0.094 | 0.315 | 0.315 | 1.811 | 1.239 | 0.138 | 0.1480 | 1.0000 | 0.076 | 0.1647 | 1.1715 | 1.0264 | 1.0000 | 0.6464 | 0.0269 | 0.0269 | 1.1480 |
| 2 | 0.368 | 0.135 | 0.519 | 0.204 | 1.551 | 1.062 | 0.175 | 0.1884 | 1.0000 | 0.300 | 0.1647 | 1.1715 | 1.0264 | 1.0000 | 0.6464 | 0.1060 | 0.1060 | 1.1884 | 0.0329 |
| 3 | 0.980 | 0.960 | 0.716 | 0.196 | 1.350 | 0.924 | 0.208 | 0.2243 | 1.0000 | 0.555 | 0.1647 | 1.1715 | 1.0264 | 1.0000 | 0.6464 | 0.1962 | 0.1962 | 1.2243 | 0.2307 |
| 4 | 0.843 | 0.711 | 1.593 | 0.877 | 0.814 | 0.557 | 0.333 | 0.3588 | 1.0000 | 0.751 | 0.1647 | 1.1715 | 1.0264 | 1.0000 | 0.6464 | 0.2655 | 0.2655 | 1.3588 | 0.8473 |
| 5 | 0.836 | 0.699 | 1.968 | 0.375 | 0.375 | 0.257 | 1.667 | 1.7941 | 1.0000 | 1.065 | 0.1647 | 1.1715 | 1.0264 | 1.0000 | 0.6464 | 0.3765 | 0.3765 | 2.7941 | 0.7336 |
| 6 | 0.784 | 0.615 | 3.777 | 1.810 | 0.247 | | | | 1.0000 | 0.076 | 0.1647 | 1.1715 | 1.0264 | 1.0000 | 0.6464 | 0.0269 | 0.0269 | 0.0269 | 0.0299 |
| 7 | 0.719 | 0.517 | 4.271 | 0.494 | 0.973 | | | | 1.0000 | 0.300 | 0.1647 | 1.1715 | 1.0264 | 1.0000 | 0.6464 | 0.1060 | 0.1060 | 0.1060 | 0.0271 |
| 8 | 0.519 | 0.270 | 5.229 | 0.958 | 1.800 | | | | 1.0000 | 0.555 | 0.1647 | 1.1715 | 1.0264 | 1.0000 | 0.6464 | 0.1962 | 0.1962 | 0.1962 | 0.0507 |
| 9 | 0.373 | 0.139 | 5.927 | 0.698 | 2.436 | | | | 1.0000 | 0.751 | 0.1647 | 1.1715 | 1.0264 | 1.0000 | 0.6464 | 0.2655 | 0.2655 | 0.2655 | 0.0258 |
| 10 | 0.258 | 0.067 | 6.500 | 0.574 | 3.455 | | | | 1.0000 | 1.065 | 0.1647 | 1.1715 | 1.0264 | 1.0000 | 0.6464 | 0.3765 | 0.3765 | 0.3765 | 0.0144 |
| 11 | 0.000 | 0.000 | 7.965 | 1.464 | 1.306 | | | | | | | | | | | | | | |

Табела Т-5 Прорачун доприноса трупа стабилности авиона

Ове вредности се незнатно разликују од добијених вредности аеротунелским испитивањима приказаним на дијаграмима (Слика 12 и Слика 13) са вредностима $C_{h_\alpha} = -0,0955$ и $C_{h_\delta} = -0,504$, при чему је C_{h_α} функција интервала нападног угла за који се врши прорачун овог дериватива (Слика 13). Прорачунска тачка која је узета као релевантна за ово експериментално испитивања је дефинисана висином $H_i=1500$ m и брзином $V_i=200$ km/h. Резултати прорачуна су приказани у табелама Т-6 и Т-7.

Из резултата прорачуна се види да је разлика у теоретском доприносу хоризонталног репа реда величине 2,3% средње аеродинамичке тетиве крила и да је резерва статичке стабилности са слободном командом у режиму пењања од 6÷8,25% средње аеродинамичке тетиве крила. Ово уједно представља и најкритичнији случај који је анализиран.

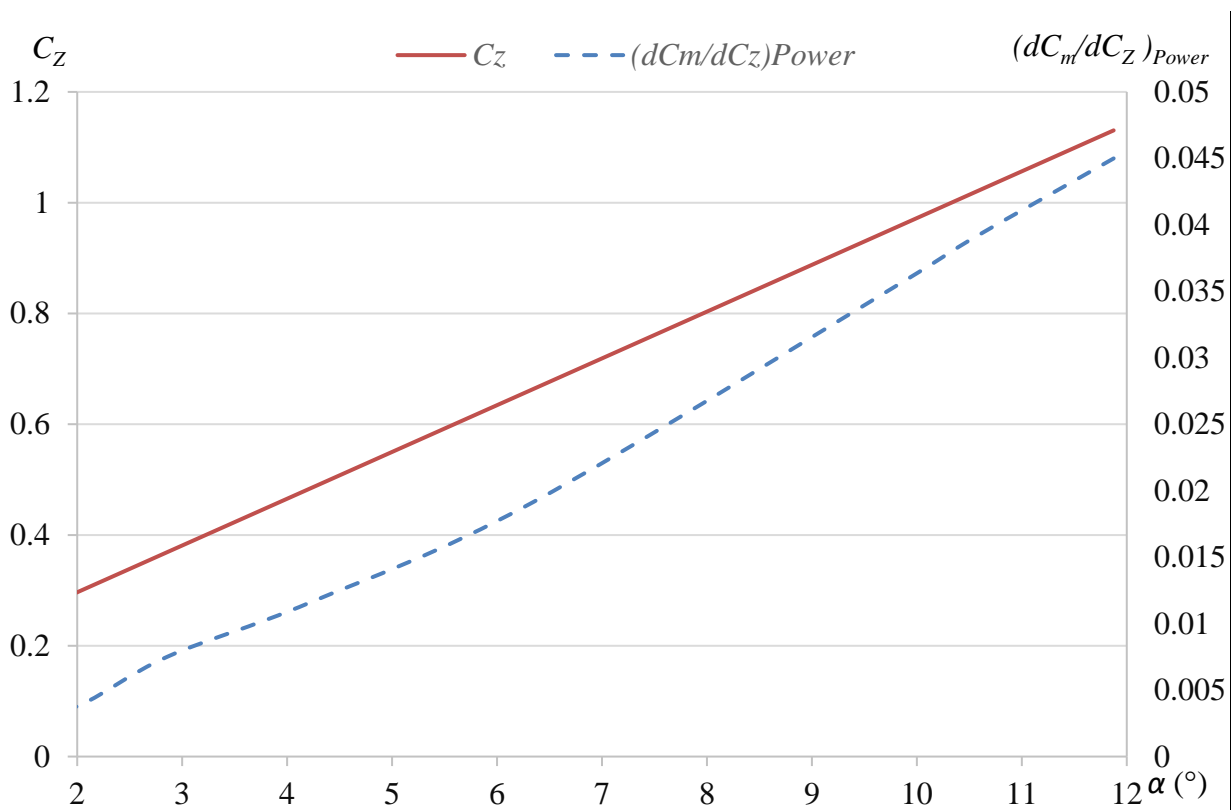
| Позиција центра масе | Предња центража авиона 23,4% l_{SAT} | Задња центража авиона 34% l_{SAT} |
|--|---|--|
| Маса авиона | 1170 kg | 1280 kg |
| Удаљеност од тежишта до аеродинамичког центра хоризонталног репа | 4,366 m | 4,211 m |
| Волумен хоризонталног репа | 0,48975 | 0,47238 |
| $(dC_m / dC_z)_{DK}$ | -0,197 | -0,0838 |
| $(dC_m / dC_z)_{SK}$ | -0,172 | -0,06 |
| h_N | 0,43102 | 0,42382 |
| h'_N | 0,406 | 0,400 |

Табела Т-6 Прорачун и подаци за авион са хоризонталним репом типа А

| Позиција центра масе | Предња центража авиона 23,4% l_{SAT} | Задња центража авиона 34% l_{SAT} |
|--|---|--|
| Маса авиона | 1170 kg | 1280 kg |
| Удаљеност од тежишта до аеродинамичког центра хоризонталног репа | 4,38 m | 4,225 m |
| Волумен хоризонталног репа | 0,543 | 0,524 |
| $(dC_m / dC_z)_{DK}$ | -0,2393 | -0,1149 |
| $(dC_m / dC_z)_{SK}$ | -0,1956 | -0,0825 |
| h_N | 0,4633 | 0,4549 |
| h'_N | 0,4293 | 0,4225 |

Табела Т-7 Прорачун и подаци за авион са хоризонталним репом типа Б

Прорачунском методом [28] је у раду [55] такође добијено померање неутралне тачке услед снаге мотора ($(dC_m/dC_z)_{Power}$) што је приказано на дијаграму (Слика 20) за авион ЛАСТА-П2 у функцији нападног угла а прорачун је дат у табели Т-8.



Слика 20 Коефицијент узгона и померање неутралне тачке услед пораста снаге мотора

4.1 УТИЦАЈ ПОГОНСКЕ ГРУПЕ НА УЗДУЖНУ СТАТИЧКУ СТАБИЛНОСТ

Досадашња разматрања нису узимала у обзир утицај погонске групе на уздужну статичку стабилност. Међутим, утицај погонске групе је значајан како на статичку стабилност [15], тако и на уравнотежење авиона. Овај утицај је веома сложен [98], јер величина утицаја зависи од врсте погонске групе, њеног положаја на авиону, међусобне интерференције са осталим деловима структуре као и режимима рада погонске групе. У наставку ће бити изложен утицај погонске групе са елисом како би се стекла представа о његовом реду величине. Разлог за то је недостатак адекватне прорачунске методе довољно поуздане за инжењерску примену. Овај утицај се процењује на основу аеротунелских и летних испитивања авиона. Данас се може проценити и моделирањем у CFD-у, али у овом тренутку не постоје никакви званични подаци који указују на тачност оваквог прорачуна.

| C_z | $\alpha(^{\circ})$ | C_x | $\alpha_T(^{\circ})$ | $V(m/s)$ | $q_{\infty}(Pa)$ | T'_C | $(\Delta C_L)_T$ | $(C_{N\alpha})_P$ | $\frac{ST'_C}{8R_p^2}$ | f | $T(N)$ | $\alpha_P(^{\circ})$ | $(\Delta C_L)_{Nf}$ | C_1 | α_W | C_2 | $\frac{\partial \epsilon_P}{\partial \alpha}$ | $\epsilon_P(^{\circ})$ | $\Delta \alpha_W(^{\circ})$ |
|------------------------|--------------------|------------------|------------------------|----------------------|------------------|---------------------------|----------------------------------|-----------------------|------------------------|-------------------|-------------------|---------------------------------|----------------------|-----------------------------------|-------------------------|----------------------|---|---------------------------|-----------------------------|
| $\epsilon_H(^{\circ})$ | $Z_s(m)$ | $b_l(m)$ | $S_l(m^2)$ | λ_l | K_1 | $\frac{ST'_C}{\pi R_p^2}$ | $(\Delta C_L)_T \Delta \alpha_W$ | $(\Delta C_L)_q$ | $(\Delta C_L)_H$ | $(\Delta C_L)_P$ | $(\Delta C_m)_T$ | $(\Delta C_m)_{NP}$ | $\alpha_T(^{\circ})$ | $(C_{m0})_{w-b}$ | $(C_{m0})_l$ | $\alpha_P(^{\circ})$ | $l_k(m)$ | n | $Y_{SAT}(m)$ |
| $X_{SAT}(m)$ | $X_W(m)$ | $(\Delta C_m)_L$ | $(\epsilon_H)^{p-off}$ | $\alpha_H(^{\circ})$ | C_{LH} | $\frac{Z_H}{2R_p}$ | $\Delta \epsilon_H(^{\circ})$ | $(\epsilon_H)^{p-on}$ | $Z_{H_{eff}}(m)$ | $\frac{Z_H}{R_p}$ | $\frac{S_H}{S_H}$ | $\frac{\Delta q_H}{q_{\infty}}$ | $(\Delta C_{mH})_q$ | $(\frac{q_H}{q_{\infty}})^{p-on}$ | $(\Delta C_m)_\epsilon$ | $(\Delta C_m)_H$ | $(\Delta C_L)_H$ | $(\Delta C_m)^{power-on}$ | |
| 1,131 | 11,875 | 0,085 | 11,875 | 36 | 794,124 | 0,085 | 0,017 | 0,168 | 0,140 | 1,2 | 870,7884 | 14,553 | 0,012 | 0,1 | 13,875 | 0,248 | 0,142 | 2,063 | -1,719 |
| 1,015 | 10,503 | 0,075 | 10,503 | 38 | 884,811 | 0,075 | 0,014 | 0,168 | 0,123 | 1,19 | 856,0855 | 12,906 | 0,011 | 0,08 | 12,503 | 0,248 | 0,122 | 1,571 | -1,309 |
| 0,963 | 9,895 | 0,071 | 9,895 | 39 | 931,993 | 0,071 | 0,012 | 0,168 | 0,117 | 1,19 | 853,6429 | 12,176 | 0,010 | 0,05 | 11,895 | 0,248 | 0,092 | 1,117 | -0,931 |
| 0,663 | 6,342 | 0,048 | 6,342 | 47 | 1353,56 | 0,048 | 0,005 | 0,168 | 0,079 | 1,17 | 838,1575 | 7,913 | 0,006 | 0,025 | 8,342 | 0,248 | 0,067 | 0,528 | -0,440 |
| 0,484 | 4,223 | 0,046 | 4,223 | 55 | 1853,57 | 0,046 | 0,003 | 0,168 | 0,076 | 1,16 | 1099,947 | 5,370 | 0,004 | 0,02 | 6,223 | 0,248 | 0,062 | 0,332 | -0,276 |
| 0,369 | 2,859 | 0,042 | 2,859 | 63 | 2432 | 0,042 | 0,002 | 0,168 | 0,069 | 1,15 | 1317,708 | 3,733 | 0,003 | 0,015 | 4,859 | 0,248 | 0,057 | 0,212 | -0,177 |
| 0,299 | 2,028 | 0,041 | 2,028 | 70 | 3002,48 | 0,041 | 0,001 | 0,168 | 0,067 | 1,14 | 1588,066 | 2,737 | 0,002 | 0,01 | 4,028 | 0,248 | 0,052 | 0,142 | -0,118 |
| 0,242 | 1,356 | 0,040 | 1,356 | 78 | 3706,69 | 0,04 | 0,001 | 0,168 | 0,066 | 1,13 | 1912,718 | 1,929 | 0,002 | 0 | 3,356 | 0,248 | 0,042 | 0,081 | -0,067 |
| 0,218 | 1,068 | 0,040 | 1,068 | 82 | 4120,13 | 0,04 | 0,001 | 0,168 | 0,066 | 1,12 | 2126,064 | 1,584 | 0,001 | 0 | 3,068 | 0,248 | 0,042 | 0,066 | -0,055 |
| 0,198 | 0,833 | 0,040 | 0,833 | 86 | 4531,9 | 0,04 | 0,001 | 0,168 | 0,066 | 1,11 | 2338,544 | 1,303 | 0,001 | 0 | 2,833 | 0,248 | 0,042 | 0,054 | -0,045 |
| $\epsilon_H(^{\circ})$ | $Z_s(m)$ | $b_l(m)$ | $S_l(m^2)$ | λ_l | K_1 | $\frac{ST'_C}{\pi R_p^2}$ | $(\Delta C_L)_T \Delta \alpha_W$ | $(\Delta C_L)_q$ | $(\Delta C_L)_H$ | $(\Delta C_L)_P$ | $(\Delta C_m)_T$ | $(\Delta C_m)_{NP}$ | $\alpha_T(^{\circ})$ | $(C_{m0})_{w-b}$ | $(C_{m0})_l$ | $\alpha_P(^{\circ})$ | $l_k(m)$ | n | $Y_{SAT}(m)$ |
| 3,078 | 0,657 | 0,000 | 0 | 1,02 | 1,02 | 0,356 | 0 | 0 | 0,019 | 0,048 | -0,007 | 0,017 | 11,415 | -0,047 | 0,024 | 0,009 | 0 | 0 | 0 |
| 2,803 | 0,596 | 0,000 | 0 | 1,02 | 1,02 | 0,314 | 0 | 0 | 0,014 | 0,038 | -0,006 | 0,015 | 10,043 | -0,053 | 0,018 | 0,006 | 0 | 0 | 0 |
| 2,681 | 0,570 | 0,000 | 0 | 1,02 | 1,02 | 0,297 | 0 | 0 | 0,013 | 0,035 | -0,006 | 0,014 | 9,435 | -0,055 | 0,016 | 0,005 | 0 | 0 | 0 |
| 1,971 | 0,417 | 0,992 | 3,154 | 0,312 | 1,02 | 0,201 | -0,011 | 0,033 | 0,026 | 0,060 | -0,004 | 0,009 | 5,882 | -0,0645 | 0,0065 | 0,001 | 1,643 | 0,919 | 0,244 |
| 1,547 | 0,326 | 1,254 | 4,114 | 0,382 | 1,02 | 0,192 | -0,009 | 0,030 | 0,023 | 0,052 | -0,004 | 0,006 | 3,763 | -0,069 | 0,002 | 0,000 | 1,596 | 0,892 | 0,307 |
| 1,274 | 0,268 | 1,383 | 4,572 | 0,418 | 1,02 | 0,176 | -0,006 | 0,023 | 0,018 | 0,040 | -0,004 | 0,004 | 2,399 | -0,071 | 0 | 0,000 | 1,573 | 0,879 | 0,338 |
| 1,108 | 0,233 | 1,451 | 4,805 | 0,438 | 1,02 | 0,172 | -0,004 | 0,019 | 0,015 | 0,034 | -0,004 | 0,003 | 1,568 | -0,074 | -0,003 | -0,001 | 1,561 | 0,873 | 0,355 |
| 0,974 | 0,205 | 1,501 | 4,974 | 0,453 | 1,02 | 0,167 | -0,003 | 0,016 | 0,012 | 0,028 | -0,003 | 0,002 | 0,896 | -0,077 | -0,006 | -0,001 | 1,553 | 0,868 | 0,366 |
| 0,916 | 0,193 | 1,522 | 5,043 | 0,459 | 1,02 | 0,167 | -0,002 | 0,015 | 0,011 | 0,025 | -0,003 | 0,002 | 0,608 | -0,078 | -0,007 | -0,001 | 1,549 | 0,866 | 0,371 |
| 0,869 | 0,183 | 1,538 | 5,097 | 0,464 | 1,02 | 0,167 | -0,002 | 0,013 | 0,010 | 0,023 | -0,003 | 0,001 | 0,373 | -0,079 | -0,008 | -0,001 | 1,547 | 0,864 | 0,375 |
| $X_{SAT}(m)$ | $X_W(m)$ | $(\Delta C_m)_L$ | $(\epsilon_H)^{p-off}$ | $\alpha_H(^{\circ})$ | C_{LH} | $\frac{Z_H}{2R_p}$ | $\Delta \epsilon_H(^{\circ})$ | $(\epsilon_H)^{p-on}$ | $Z_{H_{eff}}(m)$ | $\frac{Z_H}{R_p}$ | $\frac{S_H}{S_H}$ | $\frac{\Delta q_H}{q_{\infty}}$ | $(\Delta C_{mH})_q$ | $(\frac{q_H}{q_{\infty}})^{p-on}$ | $(\Delta C_m)_\epsilon$ | $(\Delta C_m)_H$ | $(\Delta C_L)_H$ | $(\Delta C_m)^{power-on}$ | |
| 0,447 | -0,349 | 0 | 5,202 | 6,213 | 0,426 | 0,168 | 0,5 | 5,702 | 0,856 | 0,864 | 0,725 | 0,06 | 0,014 | 1,01 | 0,019 | 0,032 | -0,011 | 0,051 | |
| 0,447 | -0,349 | 0 | 4,601 | 5,442 | 0,373 | 0,168 | 0,48 | 5,081 | 0,755 | 0,762 | 0,725 | 0,06 | 0,012 | 1,01 | 0,018 | 0,030 | -0,010 | 0,044 | |
| 0,447 | -0,349 | 0 | 4,334 | 5,100 | 0,350 | 0,168 | 0,45 | 4,784 | 0,730 | 0,737 | 0,725 | 0,06 | 0,011 | 1,01 | 0,017 | 0,028 | -0,009 | 0,041 | |
| 0,449 | -0,351 | -0,005 | 2,778 | 3,104 | 0,213 | 0,168 | 0,4 | 3,178 | 0,418 | 0,422 | 0,725 | 0,065 | 0,007 | 1,015 | 0,015 | 0,022 | -0,008 | 0,023 | |
| 0,450 | -0,351 | -0,005 | 1,850 | 1,913 | 0,131 | 0,168 | 0,35 | 2,200 | 0,224 | 0,226 | 0,725 | 0,065 | 0,005 | 1,015 | 0,013 | 0,018 | -0,006 | 0,015 | |
| 0,450 | -0,351 | -0,004 | 1,252 | 1,147 | 0,079 | 0,168 | 0,3 | 1,552 | 0,100 | 0,101 | 0,725 | 0,065 | 0,003 | 1,015 | 0,011 | 0,014 | -0,005 | 0,010 | |
| 0,450 | -0,352 | -0,004 | 0,889 | 0,680 | 0,047 | 0,168 | 0,25 | 1,139 | 0,026 | 0,027 | 0,725 | 0,065 | 0,002 | 1,015 | 0,009 | 0,011 | -0,004 | 0,006 | |
| 0,450 | -0,352 | -0,003 | 0,594 | 0,302 | 0,021 | 0,168 | 0,25 | 0,844 | -0,036 | -0,036 | 0,725 | 0,065 | 0,001 | 1,015 | 0,009 | 0,010 | -0,003 | 0,005 | |
| 0,450 | -0,352 | -0,003 | 0,468 | 0,140 | 0,010 | 0,168 | 0,25 | 0,718 | -0,064 | -0,064 | 0,725 | 0,065 | 0,000 | 1,015 | 0,009 | 0,010 | -0,003 | 0,004 | |
| 0,450 | -0,352 | -0,003 | 0,365 | 0,008 | 0,001 | 0,168 | 0,25 | 0,615 | -0,086 | -0,087 | 0,725 | 0,065 | 0,000 | 1,015 | 0,009 | 0,009 | -0,003 | 0,003 | |

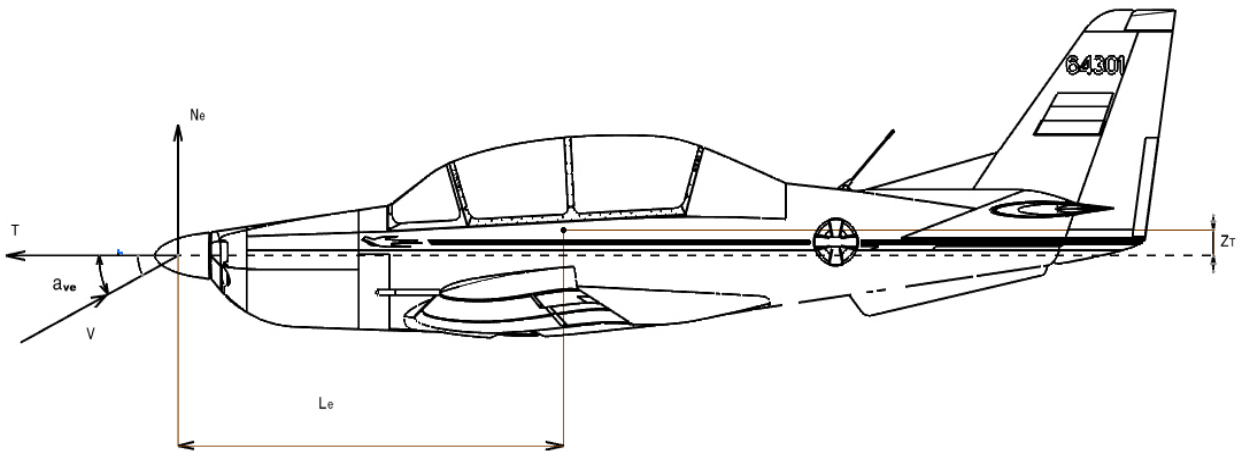
Табела Т-8 Прорачун доприноса утицаја погонске групе на уздужну стабилност авиона ЛАСТА-П2

4.2 УТИЦАЈ ПОГОНСКЕ ГРУПЕ СА ЕЛИСОМ

Утицај елисе на уравнотежење авиона може се поделити на следеће елементе:

1. Утицај нормалне и вучне силе.
2. Промена динамичког притиска у зони хоризонталног репа.
3. Повећање повијања ваздушне струје код хоризонталног репа због утицаја млаза елисе.
4. Промена момента крила због утицаја млаза.

На основу овога може се закључити да постоји директан утицај услед нормалне и вучне компоненте силе елисе приказан на Слици 21, као и индиректни утицај.



Слика 21 Вучна и нормална сила елисе

Вучна сила је обично паралелна са реперном осом трупа или заузима мали угао са осом трупа обично не већи од 4° . Нормална сила се јавља када авион лети при неком нападном углу, те долази до промене количине кретања нормално на осу елисе. Укупан момент око тежишта авиона добија се сумирањем момента од нормалне и вучне компоненте елисе као:

$$M_{Pg} = Tz_T + L_e N_e. \quad (4.6)$$

Вучна и нормална сила могу се представити преко коефицијената:

$$T = C_T \rho V^2 D^2, \quad N_e = C_{Ne} q \frac{\pi D^2}{4}. \quad (4.7)$$

Сменом ових израза у једначину (4.6) и дељењем са $qS l_{SAT}$ прелази се на коефицијенте, а њиховим диференцирањем по коефицијенту узгона авиона добија се допринос погонске групе статичкој стабилности авиона у облику:

$$\frac{dC_{mP}}{dC_Z} = \frac{dC_T}{dC_Z} \frac{2D^2}{S} \frac{z_T}{l_{SAT}} + \frac{dC_{Ne}}{dC_Z} \frac{\pi D^2}{4S} \frac{L_e}{l_{SAT}}. \quad (4.8)$$

4.3 МОДИФИКОВАНИ ПРОРАЧУН ДОПРИНОСА ВУЧНЕ ПОГОНСКЕ СИЛЕ

Интерпретација утицаја погонске групе уобичајно се разматра на основу информација презентованих у [26]. Аутори Perkins и Hage у [26] су на дијаграму 5-20 приказали промену коефицијента вучне силе у функцији коефицијента узгона за неко устаљено стање летелице. Тачније, приказани дијаграм приказује коефицијент вучне силе као функцију коефицијента узгона и положаја ручице гаса мотора. Тумачећи податке приказане на дијаграму 5-20 аутори су дошли до закључка да просечна промена $(\partial T / \partial C_z)$ износи 0,5. Да је овај закључак исправан, када би неки авион повећао коефицијент узгона променом нападног угла летелице, ова промена би довела до повећања коефицијента вучне силе погонске групе без промене брзине летелице и положаја ручице гаса мотора. Ово је погрешан закључак. Еткин у [27] објашњава да је момент вучне погонске силе практично независан од нападног угла летелице (уз претходно усвојене претпоставке). Са фиксним положајем ручице гаса мотора вучна сила мало расте код пропелера када се летелица налази при брзини лета мањој од тримоване брзине. Еткин такође објашњава да када се градијент $(\partial C_m / \partial C_z)$ интерпретира некритички као критеријум стабилности да се може доћи до потпуно погрешног закључка. Исправна анализа стабилности када се брзина кретања летелице и нападни угао мењају захтева константан положај ручице гаса мотора а дијаграм на Слици 3,6 из [27] не испуњавају овај услов. Битно је истаћи да је вучна сила обрнуто пропорционална брзини лета $(T \sim V^{-1})$, док су аеродинамички коефицијенти (узгон, отпор, моменти) пропорционални квадрату брзине $(F_x, F_z \sim V^2)$. Као последица ових релација, мала промена у брзини лета има далеко већи утицај на коефицијент вучне силе. Да би се одредио дериватив $(\partial T / \partial C_z)$ потребно је тестирати модел летелице у аеротунелу при различитим коефицијентима узгона (нападним угловима), са константним гасом мотора и константном брзином. Немогуће је одредити дериватив $(\partial T / \partial C_z)$ летним испитивањима јер када авион врши промену коефицијента узгона (нападног угла), он истовремено врши промену брзине лета. Да би се остварила константна брзина лета неопходна је промена снаге погонске групе. Из наведеног разлога немогуће је добити зависност коефицијента вучне силе у функцији коефицијента узгона летелице. Односно, током летних испитивања долази до промене више независних параметара истовремено, а који су проузроковани динамичким карактеристикама летелице. Из наведеног разлога параметри се не могу мењати независно током лета али је ове ефекте могуће симулирати у аеротунелу или неком CFD програмском пакету.

Момент пропињања услед вучне силе ће бити понирући ако је тежиште испод правца дејства вучне силе, односно, ствараће стабилишући ефекат јер је дериватив $(\partial T / \partial V)$ негативан. У случају да је тежиште изнад правца дејства вучне силе, ефекат ће бити дестабилишући како је то изложено у [99]. Очигледно је да су ефекти вучне силе на уздужну стабилност проузроковани променом брзине и да нису експлицитна функција промене коефицијента узгона летелице. У [50] дат је израз за промену момента пропињања у функцији аксијалне брзине:

$$M_u = V (\partial C_m / \partial V), \quad (4.9)$$

при чему је V брзина непоремећеног кретања летелице. Аутор [50], тврди да је овај дериватив обично занемарљив за подзвучне брзине лета. Са друге стране, вучна сила елисе се може представити следећим изразом:

$$T = \eta_{propeller} P / V. \quad (4.10)$$

Одатле се израз за момент пропињања услед дејства вучне силе може представити изразом:

$$M_{u_T} = T z_p = \frac{\eta_{propeller} P}{V} z_T. \quad (4.11)$$

Уколико се сада изврши диференцирање једначине (4.11), услед промене аксијалне брзине лета а имајући у виду да је ова промена готово идентична промени резултујуће брзине лета као што је то објашњено у [100], добија се следећи израз:

$$\frac{\partial M_{u_T}}{\partial V} = -\frac{\eta_{propeller} P z_T}{V^2} + \frac{P z_T}{V} \frac{\partial \eta_{propeller}}{\partial V}. \quad (4.12)$$

Преласком на коефицијенте добија се следећа једначина:

$$C_{m_T} = -\frac{2\eta_{propeller} P z_T}{\rho V^3 S l_{SAT}} + \frac{2P z_T}{\rho V^2 S l_{SAT}} \frac{\partial \eta_{propeller}}{\partial V}. \quad (4.13)$$

За елису са константним бројем обртаја, где практично ефикасност не зависи од брзине лета, израз се може додатно упростити занемаривањем другог члана у једначини (4.13). Треба истаћи да овај поједностављени израз не може да се користи при малим брзинама лета, јер тада ефикасност елисе зависи од брзине кретања летелице. На основу израза (4.13) једноставно се може прорачунати допринос вучне/потисне силе стабилности летелице а детаљније информације се могу наћи у [101]. Презентовани модификовани прорачун омогућава да се на адекватан начин сагледа ефекат вучне/потисне силе погонске групе са елисом на уздужну стабилност и добију адекватни прорачунски резултати.

За авион ЛАСТА-П2, чија је геометрија дефинисана у [102] допринос вучне силе уздужној стабилности према [26] износи -0,036 и не зависи од промене снаге мотора и брзине лета. Са друге стране, допринос вучне/потисне силе погонске групе уздужној стабилности према DATCOM методи [28] је дефинисана једначином:

$$(\Delta C_m)_T = \frac{T}{0,5 \rho V^2 S} \frac{z_T}{l_{SAT}}. \quad (4.14)$$

У табели Т-9 приказано је поређење резултата доприноса вучне силе авиона ЛАСТА-П2 уздужној стабилности на основу нове модификованог прорачуна и DATCOM методе[28].

| V (m/s) | 36 | 39 | 47 | 55 | 63 | 70 | 77,78 |
|------------------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|
| $(\Delta C_m)_T$ | -0,01007 | -0,00841 | -0,00568 | -0,00545 | -0,00497 | -0,00486 | -0,00474 |
| C_{m_T} | -0,01381 | -0,01101 | -0,00885 | -0,00591 | -0,00473 | -0,00419 | -0,00383 |

Табела Т-9 Промена положаја неутралне тачке авиона услед дејства вучне погонске силе

Може се видети да је остварено добро поклапање резултата. Предност модификованог прорачуна је једноставан и лак прорачун. Додатна предност

модификованог прорачуна је могућност процене максималне вредности овог дериватива стабилности без познавања поларе летелице. DATCOM метода захтева познавање поларе летелице на основу које се одређује вредност вучне силе устаљеног равнотежног стања пре дејства поремећаја. Из наведених разлога јасно се намеће закључак да модификовани прорачун има велику могућност практичне примене. Оба начина захтевају прецизане податаке и растојање правца дејства вучне силе у односу на тежиште летелице мерено дуж Z осе, а овај податак није могуће прецизно одредити у прелиминарном прорачуну већ је само могуће дефинисати граничне вредности.

Из презентованог прорачуна се може показати да је допринос вучне силе уздужној стабилности авиона ЛАСТА-П2 при минималној брзини лета од 105 km/h свега -0,01511 средње аеродинамичке тетиве крила авиона. Прорачун недвосмислено показује да се модификовани прорачун допринос вучне/потисне силе погонске групе може занемарити осим у области минималних брзина лета где може имати знатан утицај.

У случају када ефикасност пропелера са променљивим кораком није позната процедура за процену доприноса вучне/потисне силе стабилности се може одредити на основу процедуре дефинисане у [103]. Тада је оправдано претпоставити да за устаљено стање важи једначина $(\partial T / \partial V) = -(T / V)$. У овом случају оправдано је претпоставити да су снага погонске групе и ефикасност пропелера константне вредности $(TV = const = \eta_{propeller} P)$. Допринос вучне/потисне силе се своди на исти образац који је дефинисан у DATCOM методи:

$$C_{m_T} = -\frac{2\eta_{propeller} P z_p}{\rho V^3 S l_{SAT}} = -\frac{2TV z_p}{\rho V^3 S l_{SAT}} = -\frac{2T z_p}{\rho V^2 S l_{SAT}}. \quad (4.15)$$

Извод dC_{N_e} / dC_Z је позитиван јер нормална сила елисе расте линеарно са локалним нападним углом елисе у односу на осу елисе. Утицај је значајан само при малим брзинама, где је нападни угао осе елисе велики. Код вучних елиса утицај је дестабилишући, а код гурајућих/потисних елиса тај утицај је стабилишући. Процена доприноса овог дериватива стабилности се најједноставније може израчунати коришћењем [104] (са резултатима датим у прилогу дисертације), а корисне информације се могу наћи и у [55]. Утицај нормалне силе је знатно већи због већег крака али до изражаја долази само при већим нападним угловима, на пример при пењању или слетању. Тај утицај постоји и када мотор ради на малом гасу.

Што се тиче индиректног утицаја елисе, тешко је одредити његов квантитативан утицај. Унутар млаза ваздуха иза елисе повећан је динамички притисак. Такође, постоји и ротациона компонента ваздушне струје те је у случају хоризонталног репа у млазу елисе његова ефикасност повећана, а самим тим и статичка стабилност авиона. Дестабилишући ефекат, који је много важнији, се јавља као последица повећања угла повијања ваздушне струје код репних површи унутар млаза елисе.

Пошто је нормална сила елисе функција нападног угла при лету са гасом, ваздушна струја иза елисе иде на доле и повећава повијање струје код хоризонталног репа. Повијање ваздушне струје расте са повећањем нападног угла наглије унутар струје у млазу елисе него изван њега. То значи да $d\varepsilon / d\alpha$ има позитиван прираст са повећањем снаге мотора. Члан $1 - (d\varepsilon / d\alpha)$ у једначини која изражава допринос стабилности услед утицаја хоризонталног

репа се смањује а самим тим и статичка стабилност авиона. Овај утицај расте са повећањем снаге мотора па је статичка стабилност при пуном гасу мања него код одузетог гаса.

Дестабилишући ефекат повијања ваздушне струје услед рада елисе може бити веома значајан код авиона са снажним моторима и може померити неутралну тачку 10–15% средње аеродинамичке тетиве крила. Такви авиони имају малу стабилност, а могу чак и бити нестабилни при пуном гасу и максималном коефицијенту узгона. Док са друге стране повећање динамичког притиска у млазу елисе проузрокује повећање стабилности авиона.

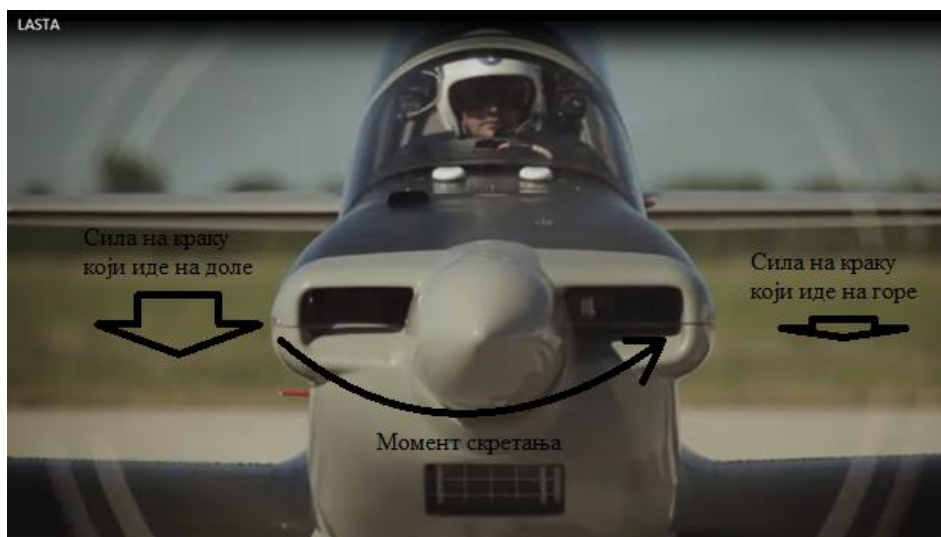
Из свега изнетог се види да је проучавање утицаја елисне погонске групе на стабилност авиона јако сложено. За приближне прорачуне и процене најчешће се користи искуство из испитивања у лету великог броја авиона [15-18, 22, 55].

Верификација прорачунских резултата се врши летним испитивањима којима се утврђује да ли летелица има захтеване карактеристике стабилности добијене прорачунским методама. Разлог за то је недовољна прецизност/тачност прорачунских метода и коришћење одређених претпоставки које су се у пракси показале као исправне. Из наведених разлога експерименталним испитивањем (поглавља 5 и 7) у лету су проверене прорачунске вредности дестабилишућег ефекта погонске групе приказаног у табели Т-8 и Слици 20.

5 ВЕРИФИКАЦИЈА ПРОРАЧУНСКИХ РЕЗУЛТАТА ЕКСПЕРИМЕНТАЛНИМ ИСПИТИВАЊИМА

Пре детаљније анализе експерименталних резултата испитивања стабилности авиона треба истаћи пар битних чињеница везаних за дату конструкцију која је овом приликом испитивана, а чији ефекти се могу наћи и у раду [98].

Једна од основних карактеристика једномоторних авиона са елисом је несиметрична вучна сила. Она је последица тога што елиса никада не генерише силу која је увек нормална на раван обртања елисе и не делује у центру диска елисе. Из ових разлога јављају се моменти скретања и ваљања при промени брзине лета, а пилот ове моменте компензује отклонима крмила правца и крилаца. Утицај елисе се назива П-фактором и приказан је на Слици 22.



Слика 22 П-фактор

Утицај П-фактора се може објаснити на следећи начин: како нападни угао авиона расте (приликом смањења брзине), крак елисе који се ротира на доле је под већим релативним нападним углом у односу на крак који се ротира на горе. Ова разлика у вучној сили кракова производи момент скретања. Слична појава се дешава и када авион лети са неким углом клизања β , али се тада као последица јављају моменти пропињања или обрушавања. Тачније речено, лево клизање производи момент пропињања, а десно клизање момент понирања. Изведени смерови су под претпоставком да се вучна елиса ротира у смеру казаљке на сату, па се у случају супротног смера ротације добијају супротни ефекти. Да би се ови ефекти компензовали и да би авион имао нулти отклон крмила правца у прорачунској тачки потребно је да раван обртања елисе буде под неким углом у односу на осу авиона. У свим осталим режимима лета авион лети са неким отклоном крмила правца и крилаца како би се компензовали ефекти несиметричности.

Из наведених разлога приликом испитивања уздужне статичке стабилности за једномоторни авион са елисом пилот увек мора да врши компензацију попречно-смерних модова кретања како авион не би прешао у скретање и ваљање.

5.1 ЕКСПЕРИМЕНТАЛНИ РЕЗУЛТАТИ ИСПИТИВАЊА АВИОНА У ЧИСТОЈ КОНФИГУРАЦИЈИ

Процедура за испитивање уздужне статичке стабилности је практично иста у свим прописима [3-4]. Авион је утримован (при брзини V_{trim}) у устаљеном праволинијском лету у мирној атмосфери. Приликом тестирања авиона у нетерминалним фазама лета (у пењању), на пилотску палицу је примењена сила гурања или вучења која се одржава константном све док се не изврши стабилизација нове брзине V_{ids} , која је дефинисана као брзина одступања приликом испитивања стабилности. По извршеној стабилизацији нове брзине, палица се полако враћа у првобитан положај и попушта. По повратку палице у првобитан положај она се потпуно пушта и авион наставља кретање са слободном палицом.

Стабилан авион мора да се врати у брзину слободног повратка V_{frs} . Брзина V_{frs} по дефиницији не сме да се разликује више од 10% у односу на иницијано тримовану брзину. Промена у нови стационарни режим кретања авиона настаје као последица трења унутар командног кола. Приликом преласка авиона из стања са брзином V_{trim} у V_{ids} некада је потребно извршити стабилизацију кроз више корака како би се утицај динамике свео на минимум. Брзина V_{ids} је дефинисана као брзина која је за 15% мања или већа од брзине V_{trim} , осим када је у односу на тримовану брзину ограничена са максималном или минималном брзином за дату конфигурацију и услове лета, односно у овим случајевима се авион стабилише при датим ограничењима. Да би се ефекти снаге мотора минимизирали испитивања је потребно обавити унутар распона висине од ± 600 m у односу на иницијалну висину на којој је започето испитивање.

У разматраном случају испитивање је обављено са пуном снагом како би се добила права слика о утицају погонске групе на уздужну статичку стабилност авиона [95]. Испитивање је обављено по процедури ваздухопловних прописа CS 23 за авион са увученим стајним органима и закрилцима. Испитивање утицаја погонске групе има значаја само при мањим брзинама лета и већим нападним угловима. Овде је као репер дато дође ограничење по брзини за авион ЛАСТА-П2 које по прописима износи $V_{min(cl)} = 1,3 \cdot V_{sl}$, а у општем случају функција је масе (центраже), конфигурације и положаја ручице гаса летелице. Иницијални параметри лета коришћени током испитивања летелице у чистој конфигурацији су дати у табели Т-10 за хоризонтални реп типа А, односно у табели Т-11 за хоризонтални реп типа Б.

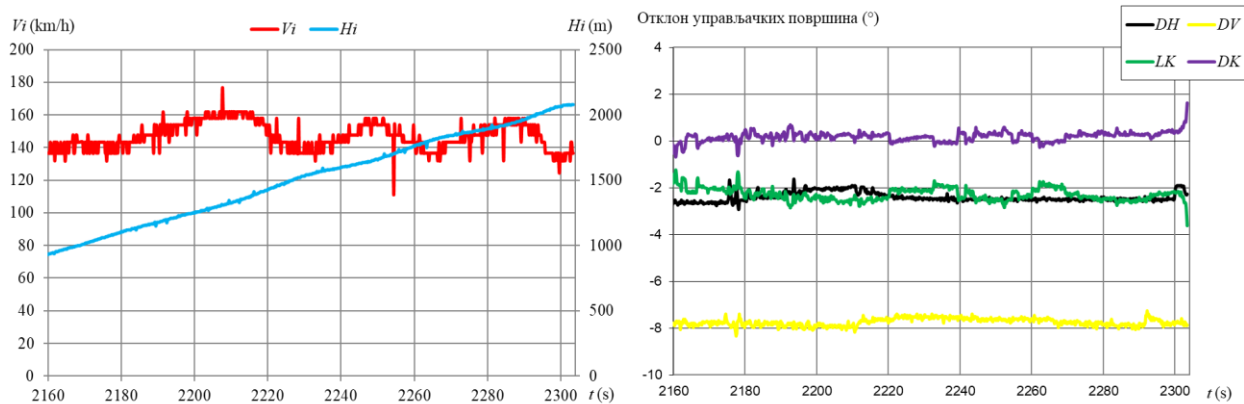
| Предња центража авиона на 23,4% SAT | | Задња центража авиона на 34% SAT | |
|-------------------------------------|-----------------------|----------------------------------|-----------------------|
| Слика 23 | $V_{trim} = 140$ km/h | Слика 27 | $V_{trim} = 143$ km/h |
| | $V_{ids} = 160$ km/h | | $V_{ids} = 176$ km/h |
| Слика 24 | $V_{trim} = 137$ km/h | Слика 28 | $V_{trim} = 143$ km/h |
| | $V_{ids} = 120$ km/h | | $V_{ids} = 122$ km/h |
| Слика 25 | $V_{trim} = 177$ km/h | Слика 29 | $V_{trim} = 185$ km/h |
| | $V_{ids} = 154$ km/h | | $V_{ids} = 220$ km/h |
| Слика 26 | $V_{trim} = 180$ km/h | Слика 30 | $V_{trim} = 190$ km/h |
| | $V_{ids} = 205$ km/h | | $V_{ids} = 154$ km/h |

Табела Т-10 Параметри при испитивању стабилности за авион са хоризонталним репом типа А

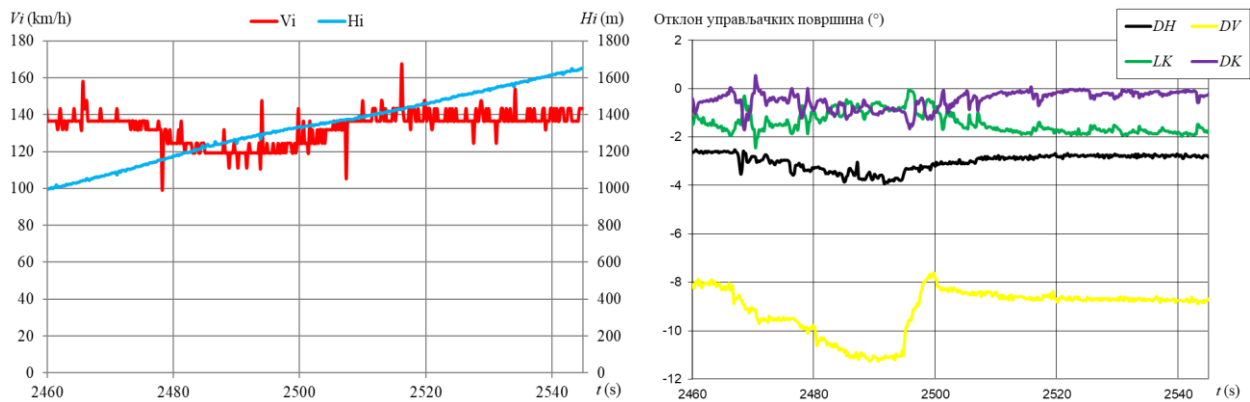
| Предња центража авиона на 23,4% SAT | | Задња центража авиона на 34% SAT | |
|-------------------------------------|-------------------------------|----------------------------------|-------------------------------|
| Слика 31 | $V_{trim} = 133 \text{ km/h}$ | Слика 35 | $V_{trim} = 126 \text{ km/h}$ |
| | $V_{tds} = 155 \text{ km/h}$ | | $V_{tds} = 161 \text{ km/h}$ |
| Слика 32 | $V_{trim} = 140 \text{ km/h}$ | Слика 36 | $V_{trim} = 150 \text{ km/h}$ |
| | $V_{tds} = 118 \text{ km/h}$ | | $V_{tds} = 126 \text{ km/h}$ |
| Слика 33 | $V_{trim} = 176 \text{ km/h}$ | Слика 37 | $V_{trim} = 181 \text{ km/h}$ |
| | $V_{tds} = 220 \text{ km/h}$ | | $V_{tds} = 222 \text{ km/h}$ |
| Слика 34 | $V_{trim} = 180 \text{ km/h}$ | Слика 38 | $V_{trim} = 174 \text{ km/h}$ |
| | $V_{tds} = 147 \text{ km/h}$ | | $V_{tds} = 130 \text{ km/h}$ |

Табела Т-11 Параметри при испитивању стабилности за авион са хоризонталним репом типа Б

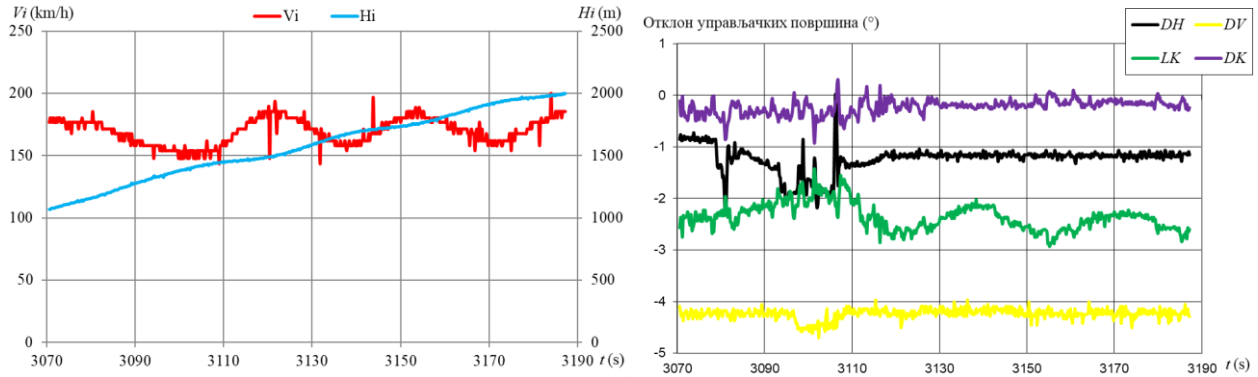
Одзив авиона је дат на дијаграмима (од Сlike 23 до Сlike 38). Детаљан опис коришћене мерне опреме је дат у [105, 106]. Због потребе утицаја малих брзина авион је тестиран при тримованој брзини која је мања од $V_{min(ct)}$ за задњу центражу због потреба поређења одзива авиона у обе центраже.



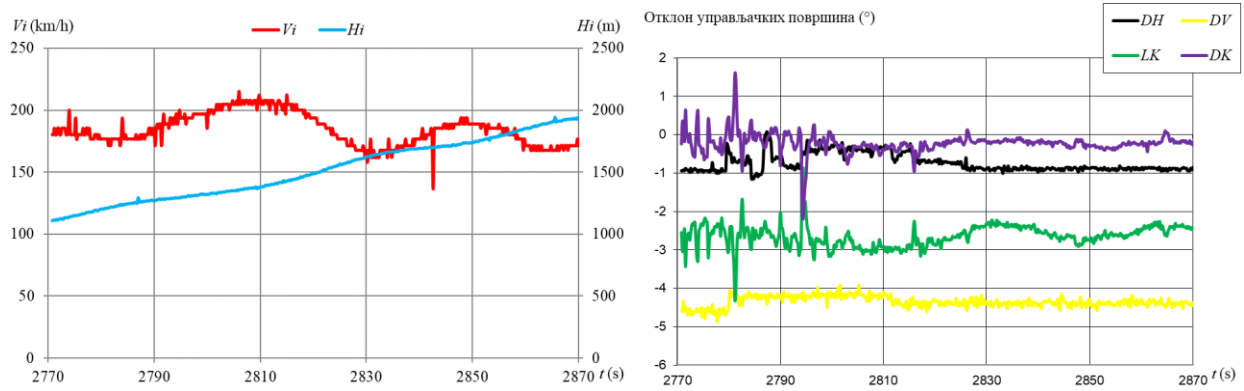
Слика 23 Брзински одговор авиона, висина лета и отклони управљачких површина [95], $V_{trim} = 140 \text{ km/h}$ и $V_{tds} = 160 \text{ km/h}$



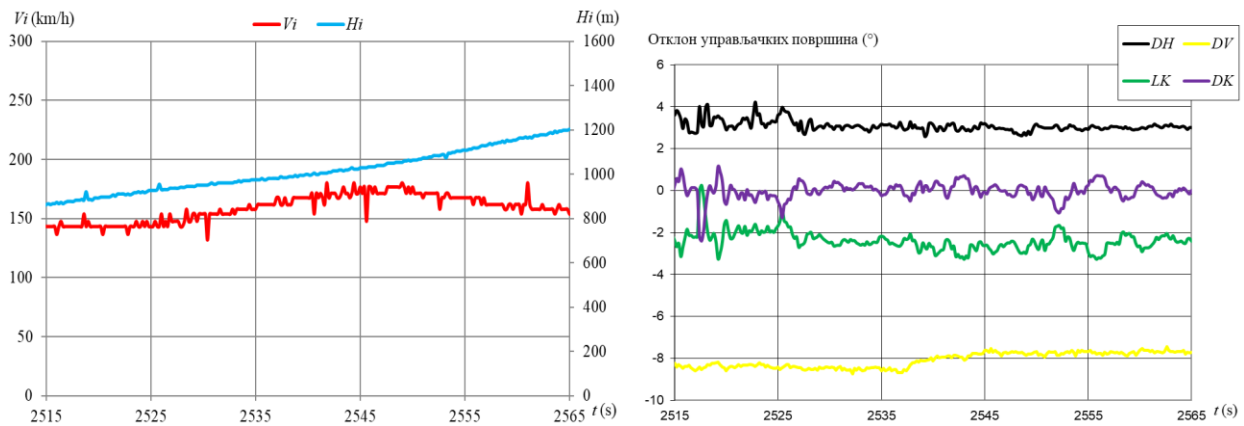
Слика 24 Брзински одговор авиона, висина лета и отклони управљачких површина [95], $V_{trim} = 137 \text{ km/h}$ и $V_{tds} = 120 \text{ km/h}$



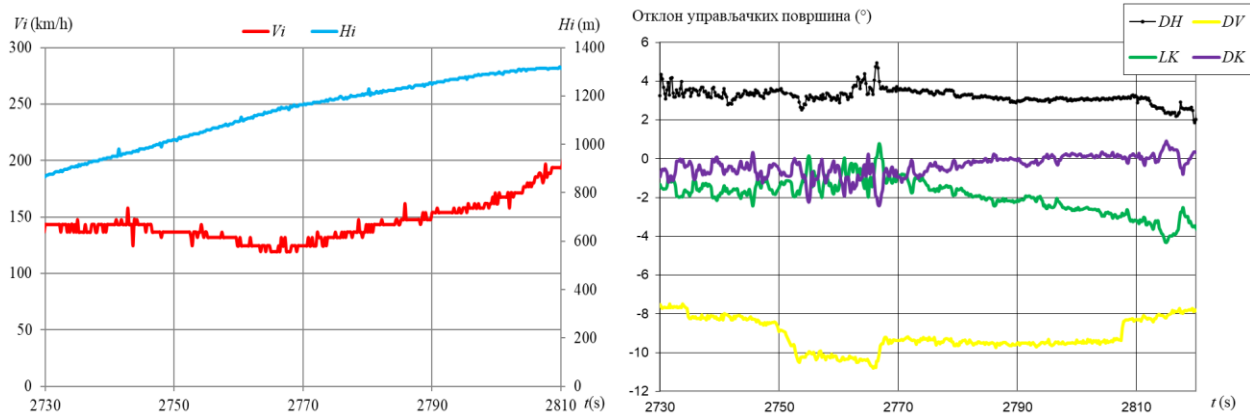
Слика 25 Брзински одговор авиона, висина лета и отклони управљачких површина [95],
 $V_{trim} = 177 \text{ km/h}$ и $V_{tds} = 154 \text{ km/h}$



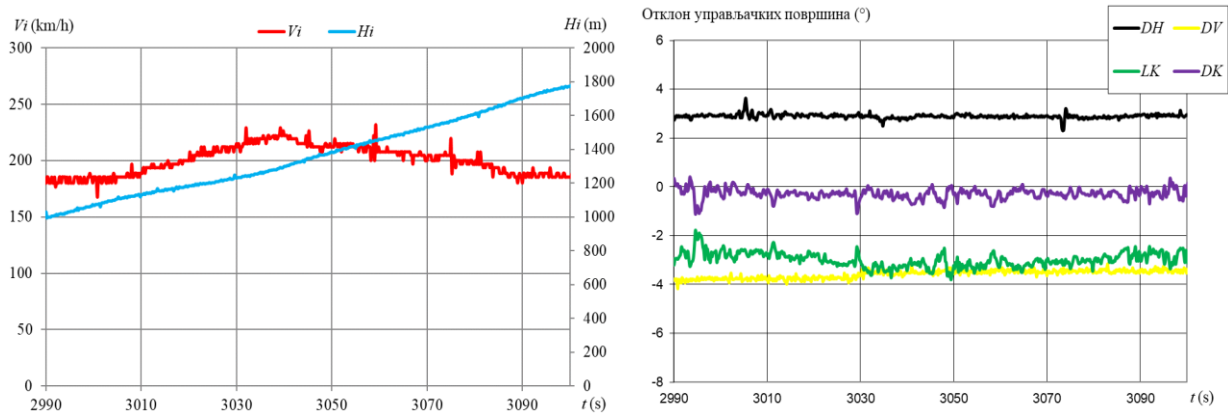
Слика 26 Брзински одговор авиона, висина лета и отклони управљачких површина [95],
 $V_{trim} = 180 \text{ km/h}$ и $V_{tds} = 205 \text{ km/h}$



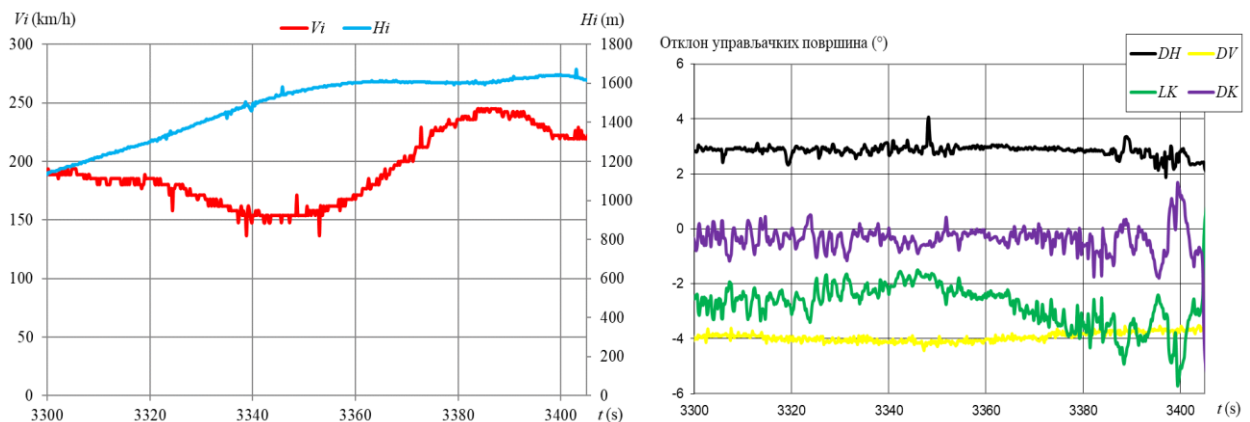
Слика 27 Брзински одговор авиона, висина лета и отклони управљачких површина [95],
 $V_{trim} = 143 \text{ km/h}$ и $V_{tds} = 176 \text{ km/h}$



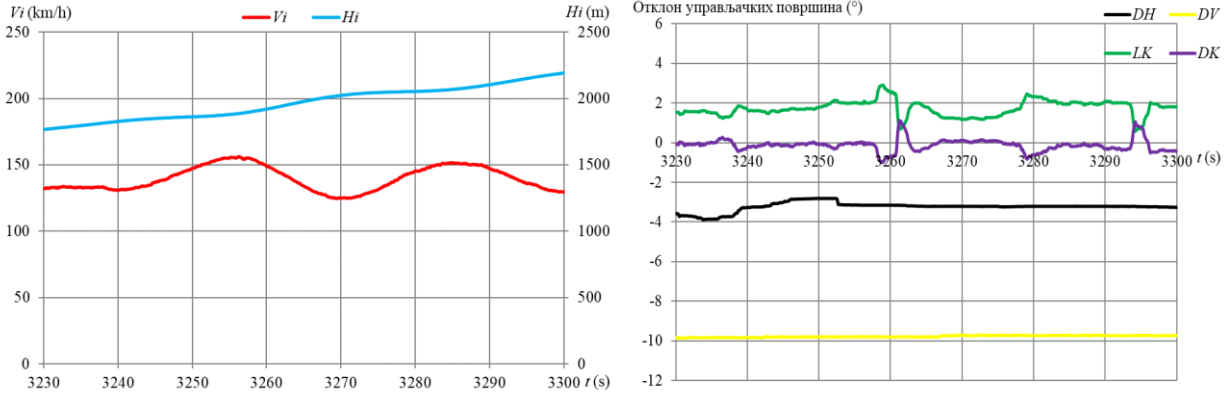
Слика 28 Брзински одговор авиона, висина лета и отклони управљачких површина [95],
 $V_{trim} = 143 \text{ km/h}$ и $V_{tds} = 122 \text{ km/h}$



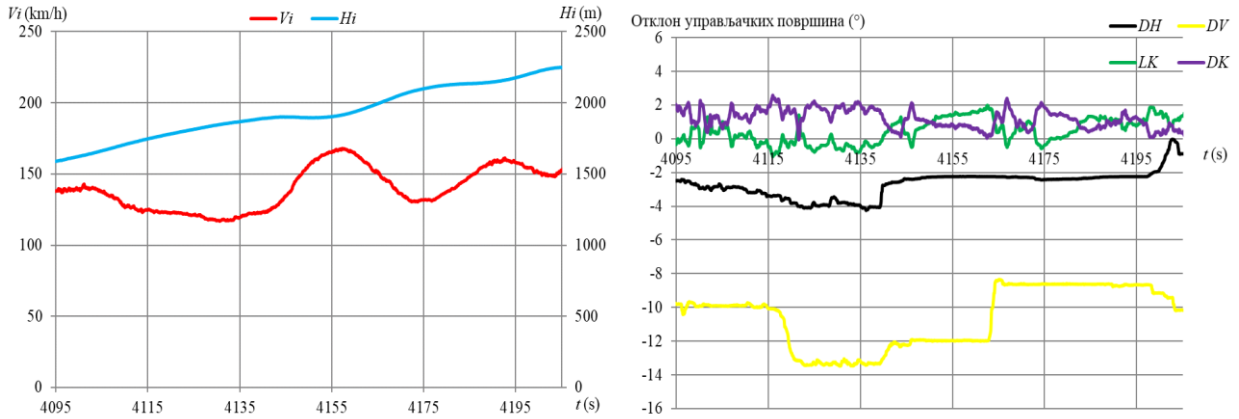
Слика 29 Брзински одговор авиона, висина лета и отклони управљачких површина [95],
 $V_{trim} = 185 \text{ km/h}$ и $V_{tds} = 220 \text{ km/h}$



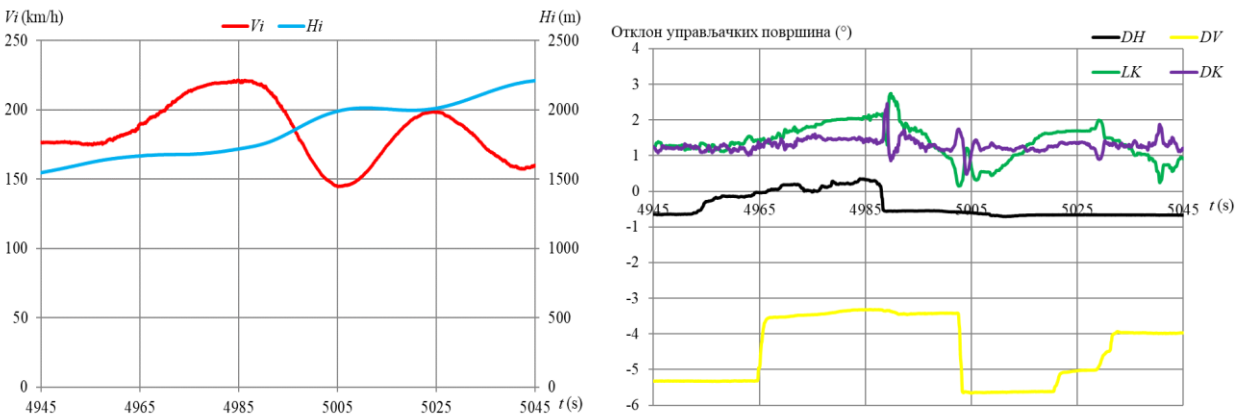
Слика 30 Брзински одговор авиона, висина лета и отклони управљачких површина [95],
 $V_{trim} = 190 \text{ km/h}$ и $V_{tds} = 154 \text{ km/h}$



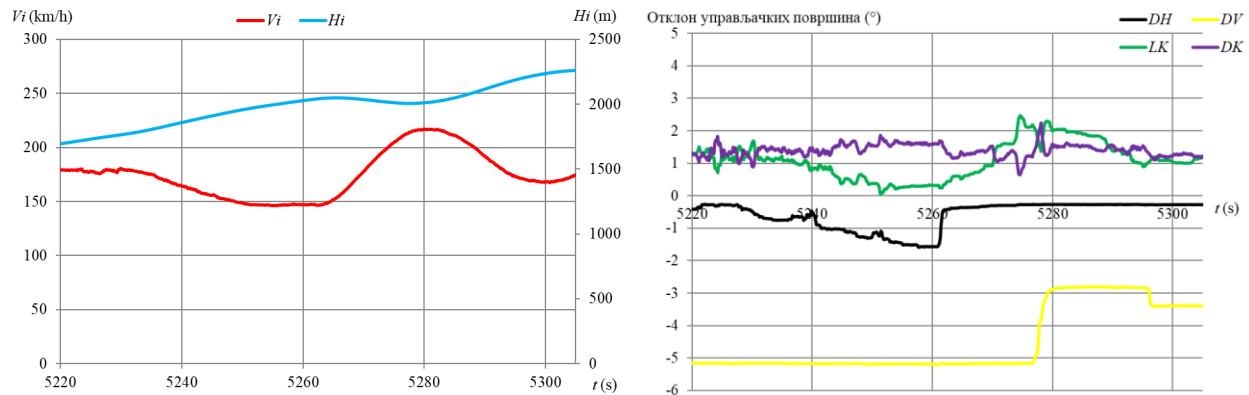
Слика 31 Брзински одговор авиона, висина лета и отклони управљачких површина [95],
 $V_{trim} = 133 \text{ km/h}$ и $V_{ids} = 155 \text{ km/h}$



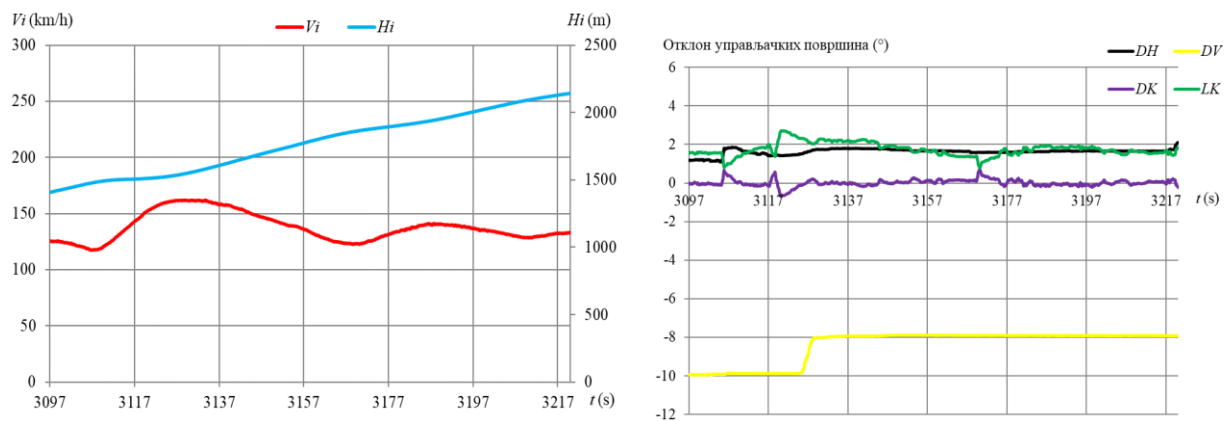
Слика 32 Брзински одговор авиона, висина лета и отклони управљачких површина [95],
 $V_{trim} = 140 \text{ km/h}$ и $V_{ids} = 118 \text{ km/h}$



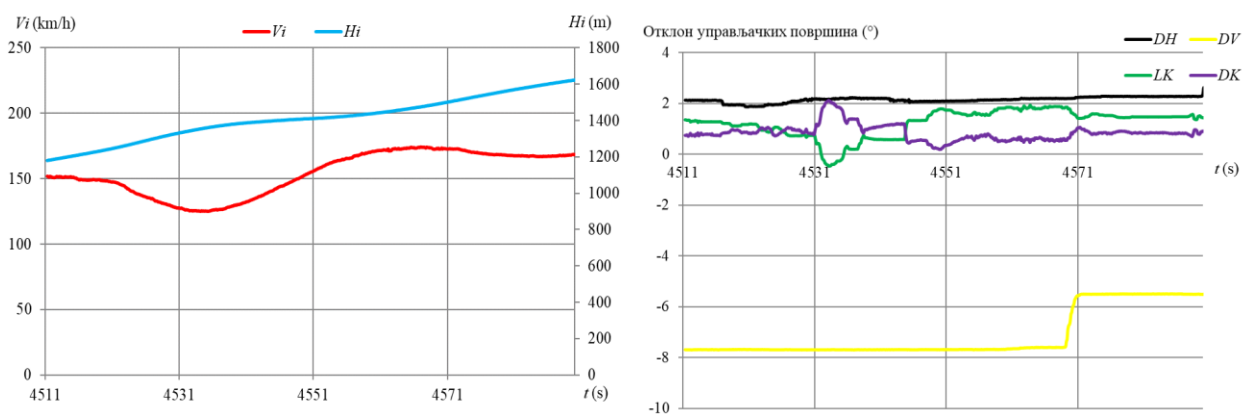
Слика 33 Брзински одговор авиона, висина лета и отклони управљачких површина [95],
 $V_{trim} = 176 \text{ km/h}$ и $V_{ids} = 220 \text{ km/h}$



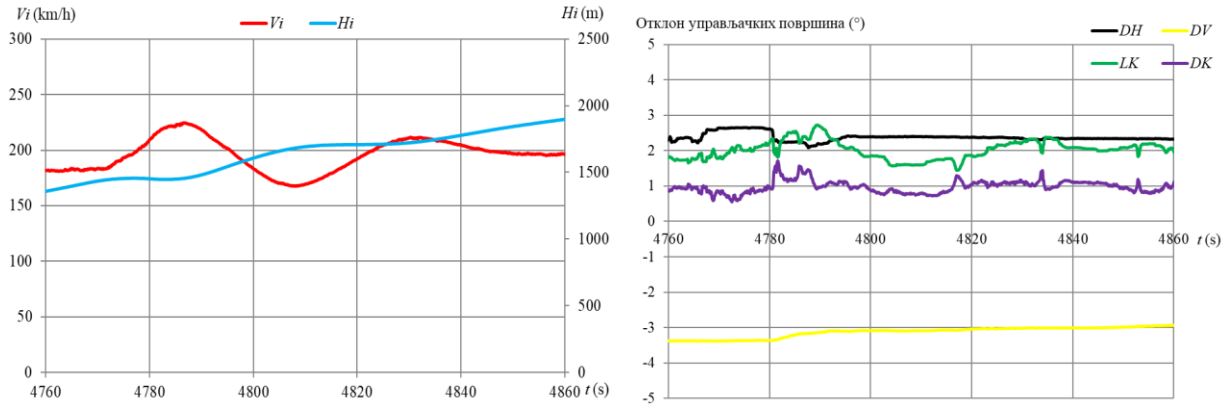
Слика 34 Брзински одговор авиона, висина лета и отклони управљачких површина [95],
 $V_{trim} = 180 \text{ km/h}$ и $V_{tds} = 147 \text{ km/h}$



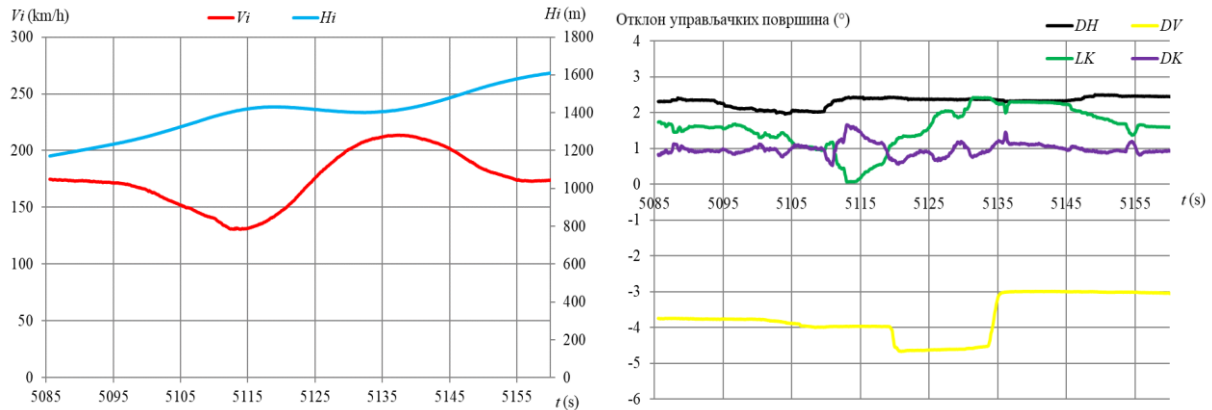
Слика 35 Брзински одговор авиона, висина лета и отклони управљачких површина [95],
 $V_{trim} = 126 \text{ km/h}$ и $V_{tds} = 161 \text{ km/h}$



Слика 36 Брзински одговор авиона, висина лета и отклони управљачких површина [95],
 $V_{trim} = 150 \text{ km/h}$ и $V_{tds} = 126 \text{ km/h}$



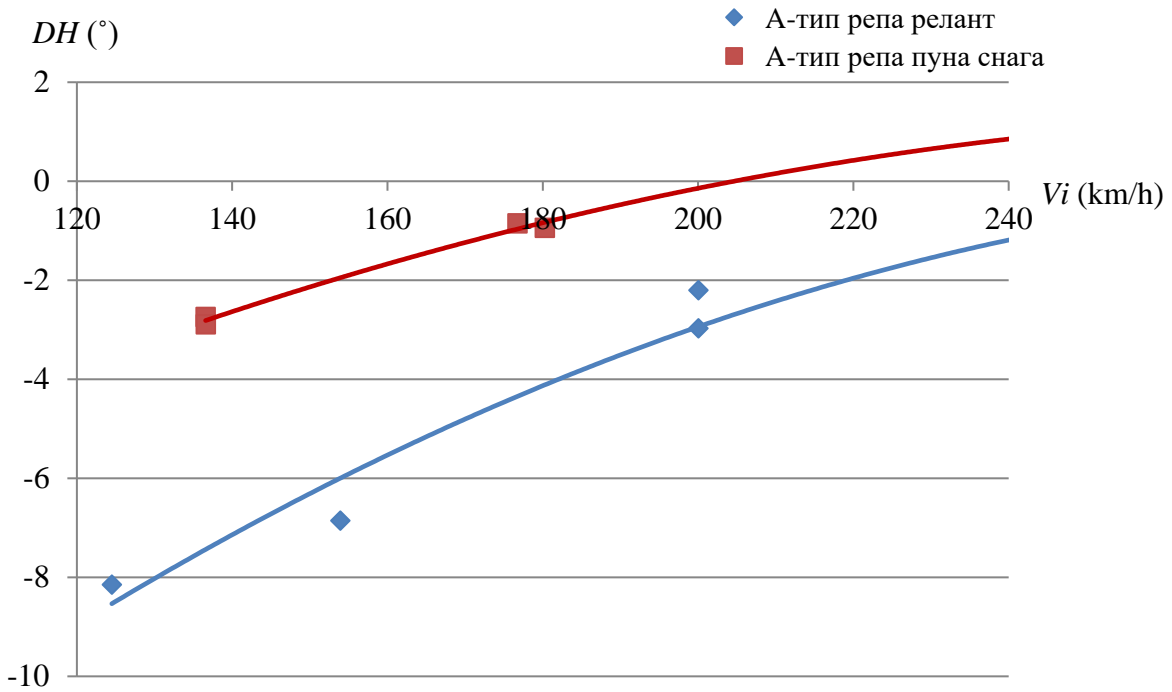
Слика 37 Брзински одговор авиона, висина лета и отклони управљачких површина [95],
 $V_{trim} = 181 \text{ km/h}$ и $V_{ids} = 222 \text{ km/h}$



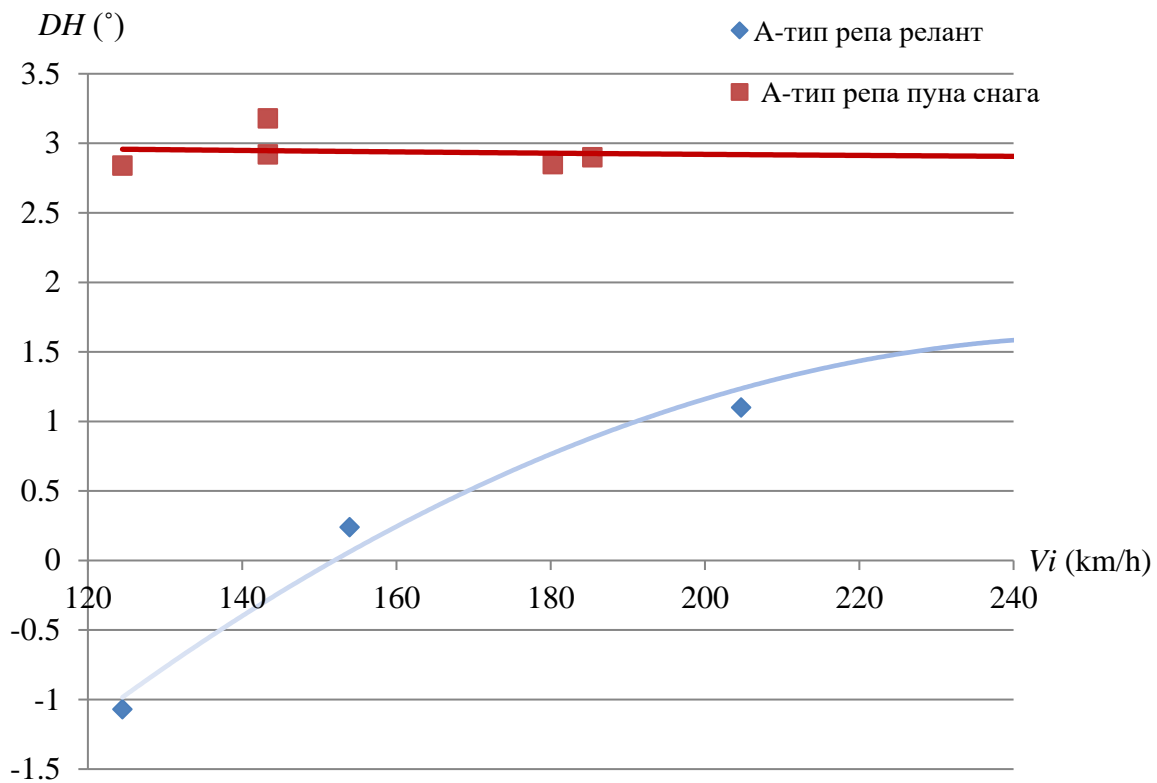
Слика 38 Брзински одговор авиона, висина лета и отклони управљачких површина [95],
 $V_{trim} = 174 \text{ km/h}$ и $V_{ids} = 130 \text{ km/h}$

5.2 ОБРАДА И АНАЛИЗА ЕКСПЕРИМЕНТАЛНИХ РЕЗУЛТАТА

Резултати испитивања приказани на дијаграмима (од Сlike 23 до Сlike 38) коришћени су као основа за дефинисање функционалне зависности између отклона крмила висине и брзине $\delta_k = f(V)$. На тај начин се градијент ове функције ($d\delta_k/dV$) може користити за оцену уздужне статичке стабилности авиона. Односно, овај градијент је најбитнији за пилота јер он директно показује како пилот осећа авион. Ради поређења приказани су и равнотежни отклони крмила при истој брзини и гасу на реланту. При гасу на реланту авион је вршио понирање, пошто авион при гасу на реланту није у стању да се пење. Ово поређење је дато само да би се видео утицај гаса на равнотежни отклон крмила, односно стабилност авиона. На Сlici 39 дат је приказ отклона крмила висине у функцији брзине за предњу центражу за А тип репа, а на Сlici 40 дат је равнотежни отклон крмила за исти тип репа али задњу центражу. Дијаграм (Слика 40) потврђује претпоставку да се летелица са крајњом задњом центражом и са хоризонталним репом типа А налази у области неутралног равнотежног положаја. Односно, прорачунски резултати су адекватно предвидели утицај погонске групе на уздужну стабилност авиона.

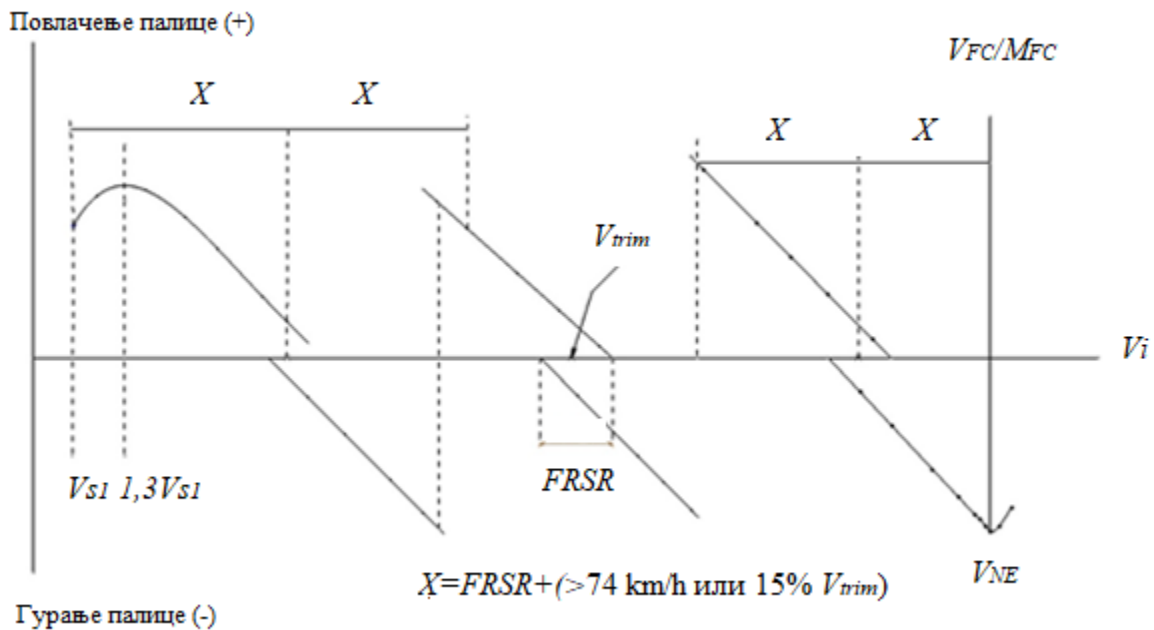


Слика 39 Отклони крмила висине у функцији брзине за предњу центражу, хоризонтални репа тип А

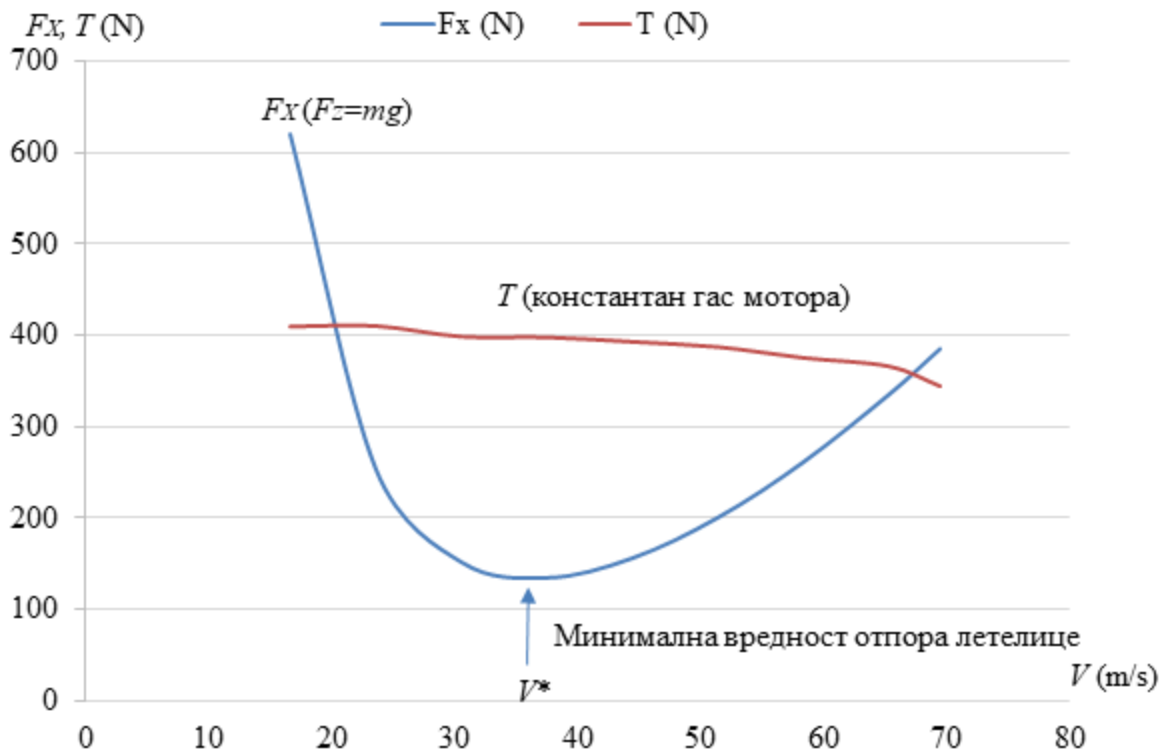


Слика 40 Отклони крмила висине у функцији брзине за задњу центражу, хоризонтални репа тип А

Анализирајући ова два дијаграма може се закључити да је авион са хоризонталним репом типа А и задњом центражом по критеријуму статичке стабилности индиферентан. То значи да се може уравнотежити са више различитих коефицијената узгона са истим отклоном крмила висине. На дијаграму (Слика 40) се види да се отклон крмила практично не мења са променом брзине, што је у сагласности са претходним тврђењем. Ако се пак користи критеријум стабилности према прописима, авион је нестабилан при задњој центражи, односно када му поремећај обори брзину испод 160 km/h није у стању да се врати у претходни стационарни режим кретања авиона унутар дозвољеног одступања по брзини (Слика 30). Са дијаграма се може видети да у том случају креће нагло да убрзава и тежи неком новом устаљеном режиму кретања које пилот спречава. Иста појава се дешава и у случају приказаном на дијаграму (Слика 28), али овај опсег брзина је ван предвиђеног опсега за испитивање стабилности авиона $V_{min(cl)} = 1,3 \cdot V_{sl}$ према ваздухопловним прописима CS 23 [4] и испитивање је урађено само ради поређења карактеристика авиона у предњој и задњој центражи јер предња центража дозвољава мање минималне брзине лета. У овом случају пропис дозвољава промену градијента силе на пилотској палици али не и промену знака силе што је приказано на дијаграму (Слика 41). Односно, при брзини лета мањој од $1,3 \cdot V_{sl}$ дозвољено је попуштање палице због тога што се авион тада налази у другом режиму лета у функцији од снаге мотора. Ова нестабилност је последица промене снаге погонске групе са променом брзине лета. Детаљно је обрађена у [27], а дијаграм (Слика 42) показује да при брзини лета при којој крива отпора авиона достиже минималну вредност долази до промене знака градијента сила у функцији брзине лета. Због ове појаве, при брзинама лета мањим од $1,3 \cdot V_{sl}$ дозвољена је промена градијента силе на пилотској палици као и отклона команде приликом управљања авионом у датом опсегу брзина лета (нпр: прекинуто слетање или симулација слетања).



Слика 41 Сила на пилотској палици у функцији брзине приликом испитивања стабилности авиона, [3]



Слика 42 Отпор и потиска сила као функција брзине лета

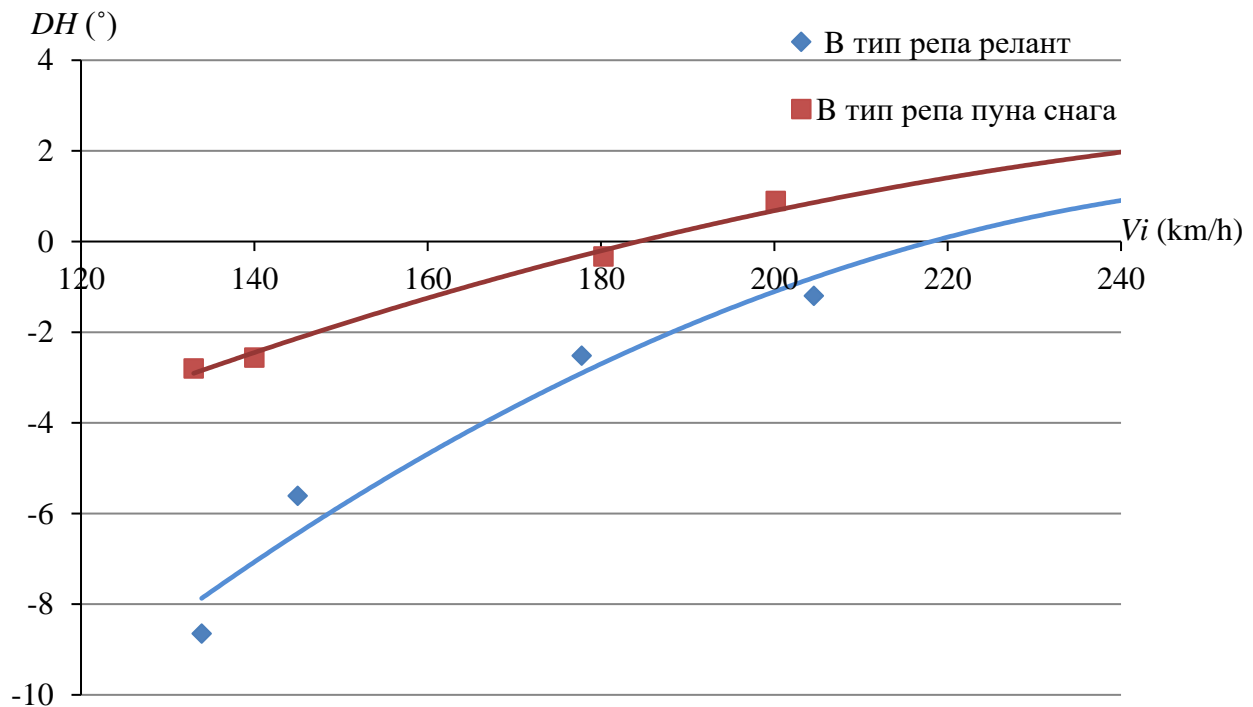
Како се индуковани коефицијент отпора и коефицијент отпора облика различито понашају са променом брзине лета, постоји брзина лета при којој је отпор летелице минималан (претпоставка функције коефицијента отпора у облику $C_x = (C_{x0} + C_{xi})$). При овој брзини, без обзира да ли долази до смањења или повећања брзине лета доћи ће до повећања отпора летелице. Због овога, авиони обично лете при брзинама крстарења које су нешто веће од брзине лета при којој је отпор летелице минималан, јер је битно да се налазе на десној страни криве отпора летелице. У случају када би се налазили лево од минималне брзине летелице (погрешна стана), мало смањење брзине би повећало отпор значајно, па би се од погонске групе захтевало неприхватљиво велико повећање снаге како би се повећала брзина летелице.

Употреба летелице у такозваној погрешној страни није прихватљива и сматра се опасном, а посебно када се погонска група налази у режиму максималне снаге [107]. Према [27], ово важи када је извод $\partial T / \partial V = 0$, а када то није случај односно када мотор ради, тада је $\partial T / \partial V < 0$. У овом случају, промена се дешава у тачци где крива потиска тангира криву отпора. Отпор летелице мора бити мањи од вучне силе погонске групе како би авион био у стању да убрза довољно брзо, као што је то случај у разним фазама лета (нпр: прекинуто слетање или превлачење летелице).

Када авион лети при брзини лета мањој од брзине лета при којој је отпор летелице минималан, било који поремећај који доводи до повећања брзине лета доводи до смањења отпора. Ово смањење отпора доводи до даљег повећања брзине лета. Односно, овакво стање

је инхерентно нестабилно, јер се авион не враћа у свој стационарни режим кретања. У случају смањења брзине отпор расте. Овај пораст отпора проузрокује даље смањење брзине. Када авион лети при брзини лета која је незнатно већа од брзине лета при којој је отпор минималан, поремећај који доводи до повећања брзине ће повећати отпор летелице и супротстављати се поремећају са тежњом да смањи брзину. Авион се тада враћа у своју претходну оперативну брзину и налази се у стабилној области криве отпора.

Као последица наведене нестабилне области, долази се до закључка да је при брзинама лета мањим од V^* немогуће оставити праволинијски лет и стабилност летелице коришћењем само крмила висине. Да би се остарила стабилност потребно је користити другу управљачку команду. Обично је то ручица гаса или спојлери за регулацију отпора. На дијаграмима (Слике 43 и 44) дати су отклони крмила висине у функцији брзине за модификовани хоризонтални реп за предњу и задњу центражу.

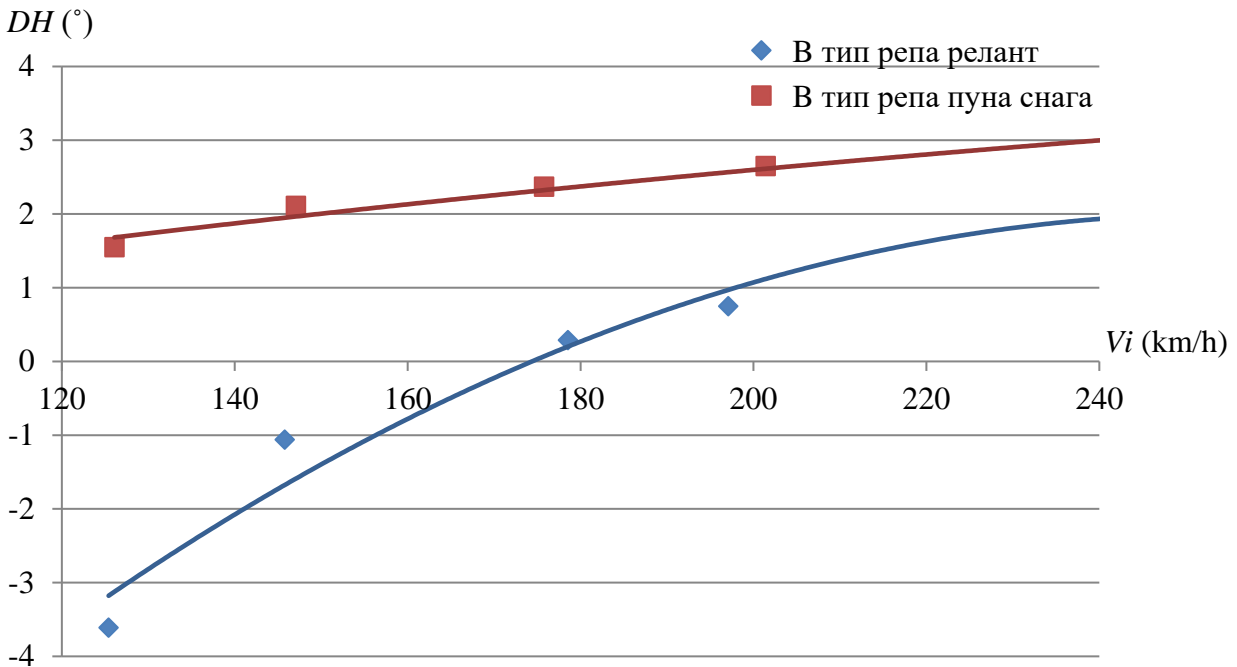


Слика 43 Отклони крмила висине у функцији брзине за предњу центражу, хоризонтални репа тип Б

На основу добијених резултата за авион са хоризонталним репом типа Б који су приказани на овим дијаграмима констатује се да је авион статички стабилан. Односно отклони крмила имају правилан градијент са променом брзине. Такође, анализа резултата испитивања стабилности брзине по попуштању пилотске палице показује да се авион враћа у нови стационарни режим кретања које је унутар дозвољеног одступања по брзини која износи $10\% V_{trim}$.

Треба нагласити да због несиметричности вучне силе елисе и потребе за компензацијом попречно-смерних модова кретања отклони свих команди нису по

попуштању палице у свом првобитном тримованом стању. Као последица ових отклона команди може се јавити мало веће одступање брзине од предвиђене прописом што се са становишта стабилности може прихватити као задовољавајуће.



Слика 44 Отклони крмила висине у функцији брзине за задњу центражу, хоризонтални репа тип Б

5.3 ОДРЕЂИВАЊЕ НЕУТРАЛНЕ ТАЧКЕ НА ОСНОВУ ЕКСПЕРИМЕНТАЛНИХ РЕЗУЛТАТА

У уводном делу дисертације је констатовано да постоји могућност да се неутрална тачка одреди на основу резултата испитивања авиона у лету. У овом поглављу приказани су основни недостаци методе одређивања неутралне тачке на основу података добијених из летних испитивања. На основу њих се може извести закључак зашто је она избачена из прописа.

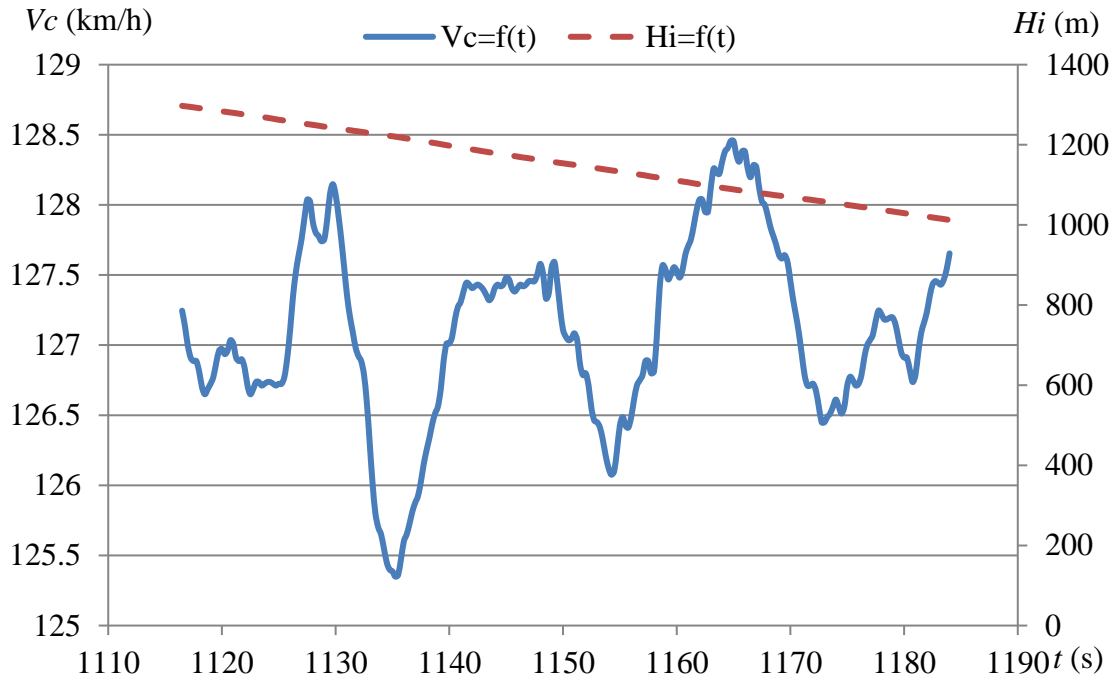
Као пример за анализу методе одређивања неутралне тачке послужили су експериментални подаци, односно резултати испитивања авиона при предњој и задњој центражи лета са малим гасом односно релантом.

На основу експериментално измерених података могуће је извршити прорачун коефицијента узгона авиона на основу познате геомерије авиона.

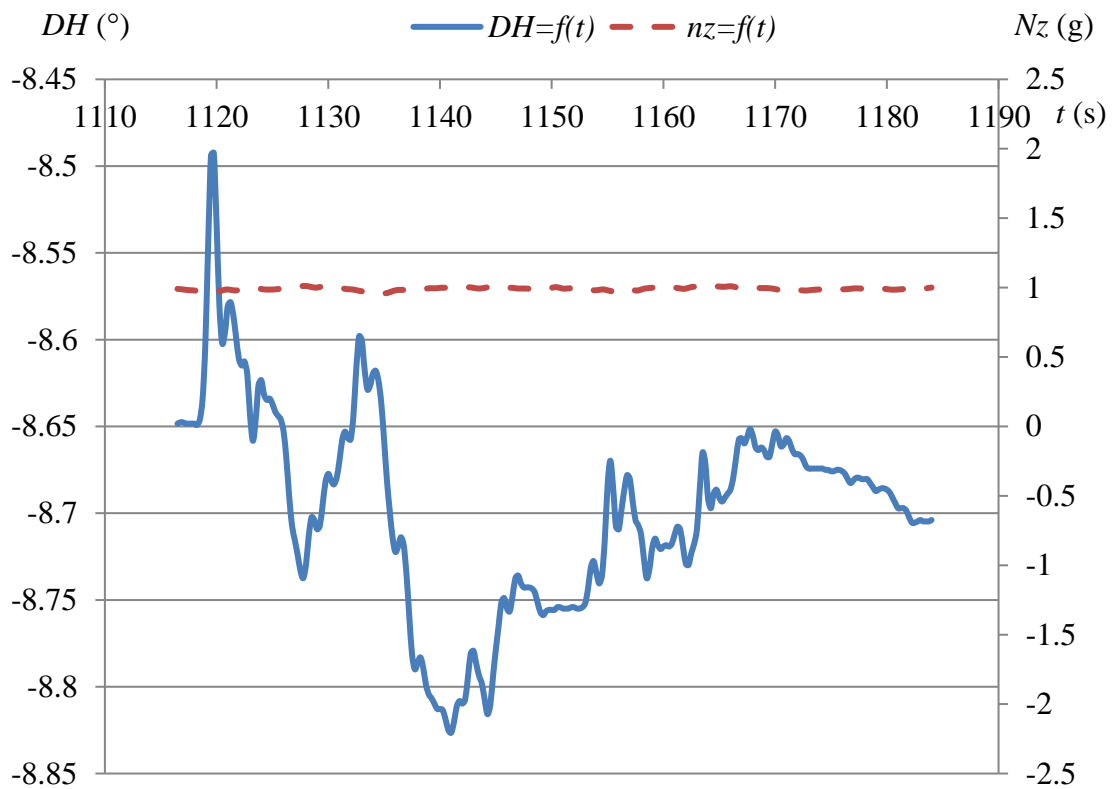
Приликом прорачуна за коефицијент узгона користи се познати образац:

$$C_z = \frac{2Nzmg \cos \theta}{\rho V_c^2 S}. \quad (5.1)$$

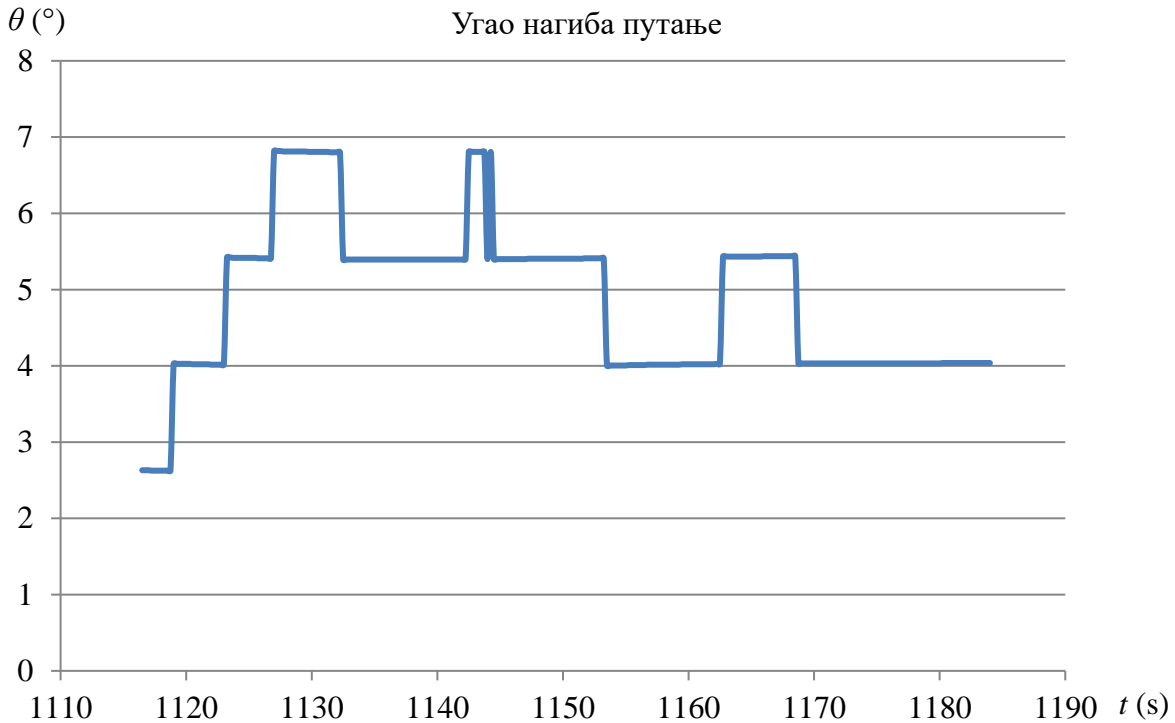
Како би се боље упознали са свим сегментима ове једначине и тачностима њиховог одређивања измерени подаци су приказани на дијаграмима (од Слика 45 до Слика 47).



Слика 45 Брзина и висина лета при испитивању стабилности



Слика 46 Отклон крмила висине и убрзање у правцу z-осе при испитивању стабилности



Слика 47 Угао нагиба путање при испитивању стабилности

Као што се из дијаграма види ни једна величина нема константну вредност те је потребно извршити интеграцију сваке од мерених величина и наћи њихову просечну вредност као репрезентативну карактеристику. Што се тиче угла нагиба путање, он се може одредити из пређеног пута и промене вертикалне висине лета у временском интервалу између почетног и крајњег тренутка. Овакав начин одређивања угла нагиба путање је свакако тачнији јер представља идеални угао који би авион имао када би се кретао по правој линији. Мерена вредност угла је јако осетљива на атмосферске поремећаје као што се види из дијаграма (Слика 47). Дијаграм (Слика 46) показује да убрзање у правцу Z -осе при испитивању стабилности има практично константну вредност и да је утицај спољних поремећаја на овај параметар занемарљив. Постоји могућност да се током испитивања појаве већи вертикални удари ветра али тада се такви резултати не могу прихватити као репрезентативни и испитивање је потребно поновити у мирној атмосфери.

На основу летних испитивања добијена је табела Т-12 која приказује отклоне крмила висине у функцији коефицијента узгона за предњу и задњу центражу. На основу ових вредности су конструисани дијаграми функционалне зависности отклона крмила висине у функцији коефицијента узгона (линеарна функција, квадратни полином и полином трећег степена) који су послужили за одређивање градијента промене отклона крмила висине по коефицијенту узгона. Ови дијаграми су приказани на Сликама 48 и 49.

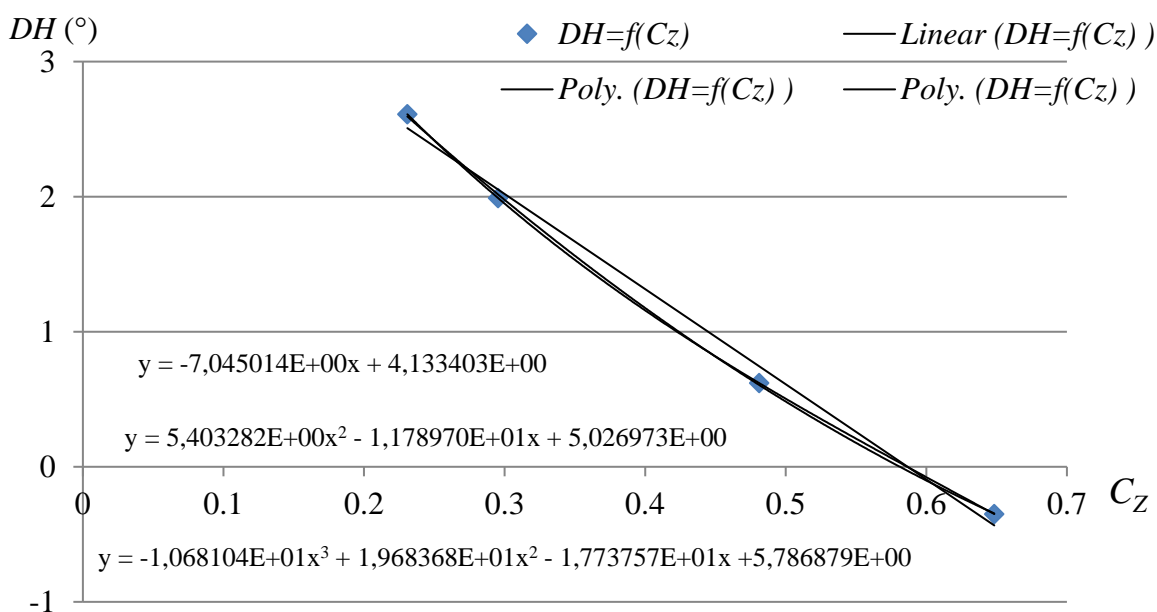
Ради поређења апроксимација у табели Т-13 дат је приказ прорачуна отклона крмила по апроксимативним кривама и измерени отклон крмила.

| Предња центража | | | Задња центража | | |
|-----------------|--------|-------|----------------|----------|-------|
| V_C | C_z | DH | V_C | C_z | DH |
| [km/h] | | [°] | [km/h] | | [°] |
| 121,8 | 1,2469 | -2,95 | 113,33 | 1,56048 | -0,14 |
| 134,05 | 1,033 | -1,55 | 135,6 | 1,086506 | 0,59 |
| 169,5 | 0,6483 | -0,35 | 167 | 0,714032 | 1,38 |
| 197,11 | 0,4811 | 0,62 | 195,12 | 0,521365 | 1,54 |
| 252 | 0,2953 | 1,99 | 249 | 0,319107 | 1,96 |
| 285,54 | 0,2308 | 2,61 | 280,08 | 0,251395 | 2,12 |

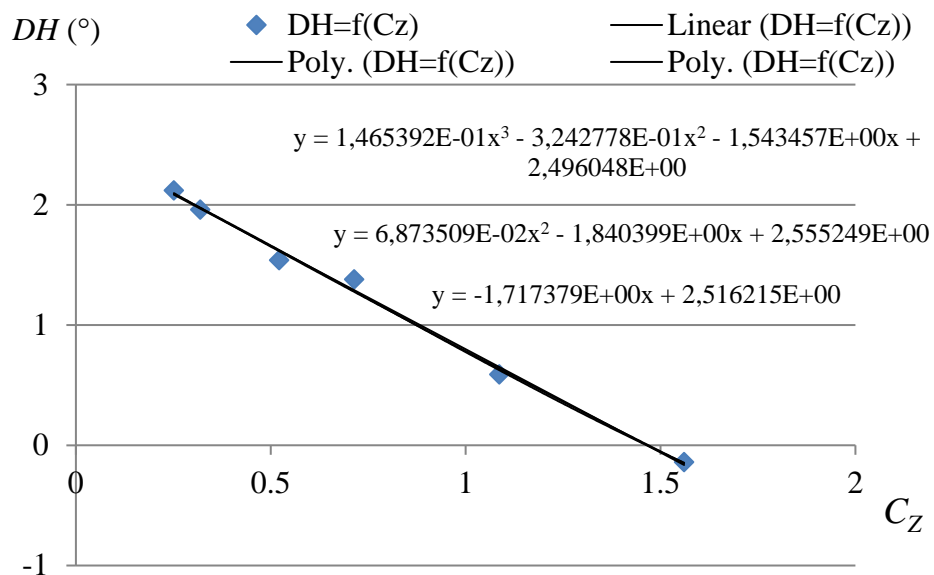
Табела Т-12 Отклони крила у функцији коефицијента узгона авиона

| Предња центража | | | | Задња центража | | | |
|------------------|------------|-----------|-----------|------------------|------------|-----------|-----------|
| DH | DH | DH | DH | DH | DH | DH | DH |
| [°] | [°] | [°] | [°] | [°] | [°] | [°] | [°] |
| пол. трећ. степ. | квад. пол. | лин. фун. | ств. отк. | пол. трећ. степ. | квад. пол. | лин. фун. | ств. отк. |
| -2,913 | -2,718 | -2,962 | -2,95 | -0,145 | -0,149 | -0,164 | -0,14 |
| -1,6 | -1,984 | -1,867 | -1,55 | 0,624 | 0,637 | 0,65 | 0,59 |
| -0,245 | -0,185 | 0,1 | -0,35 | 1,282 | 1,276 | 1,29 | 1,38 |
| 0,537 | 0,788 | 0,956 | 0,62 | 1,624 | 1,614 | 1,621 | 1,54 |
| 1,96 | 2,000 | 1,906 | 1,99 | 1,975 | 1,975 | 1,968 | 1,96 |
| 2,649 | 2,46 | 2,236 | 2,61 | 2,09 | 2,097 | 2,84 | 2,12 |

Табела Т-13 Поређење измереног отклона крила висине са отклонима добијеним апроксимативним кривама



Слика 48 Отклон крила висине у функцији коефицијента узгона и апроксимативне криве које представљају ову зависност за предњу центражу



Слика 49 Отклон крмила висине у функцији коефицијента узгона и апроксимативне криве које представљају ову зависност за задњу центражу

На основу ових апроксимативних кривих одређен је градијент dDH/dCz (табела Т-14) за исте коефицијенте узгона за предњу и задњу центражу како би се добила неутрална тачка.

| Cz | Предња центража | | | Задња центража | | |
|------|-----------------|------------|-----------|----------------|------------|-----------|
| | dDH/dCz | dDH/dCz | dDH/dCz | dDH/dCz | dDH/dCz | dDH/dCz |
| | пол.трећ.степ. | квад. пол. | лин.фун. | пол.трећ.степ. | квад. пол. | лин.фун. |
| 0,2 | -12,529 | -7,337 | -5,178 | -1,656 | -1,813 | -1,717 |
| 0,4 | -7,337 | -6,506 | -5,178 | -1,733 | -1,785 | -1,717 |
| 0,6 | -4,216 | -5,675 | -5,178 | -1,774 | -1,758 | -1,717 |
| 0,8 | -3,164 | -4,844 | -5,178 | -1,781 | -1,73 | -1,717 |
| 1 | -4,183 | -4,013 | -5,178 | -1,752 | -1,703 | -1,717 |
| 1,2 | -7,27 | -3,182 | -5,178 | -1,689 | -1,675 | -1,717 |

Табела Т-14 Поређење градијената отклона крмила висине у функцији коефицијента узгона

Из добијених резултата се може извести неколико корисних закључака:

- Градијент dDH/dCz зависи од избора апроксимације криве.
- Ова апроксимација је утолико тачнија уколико поседује већи број тачака у којима је извршено мерење.
- Линеарна апроксимација даје решење које не зависи од коефицијента узгона па самим тим не даје физикалност појаве јер је овде градијент константан.
- Апроксимација квадратним полиномом захтева већи број тачака, а нарочито на крају интервала јер од тих тачака директно зависи крајњи облик једначине.

- Апроксимација полиномом трећег степена даје функцију која има неправилан карактер јер јој се градијент мења током пораста коефицијента узгона.
- У случају задње центраже резултати извода су јако блиски па се може констатовати да би свака апроксимација дала задовољавајући резултат, а из тога непосредно следи да је са аспекта прорачуна најбоље користити линеарну апроксимацију.
- Још једна битна карактеристика је да извод у тачки код полинома другог и трећег степена јако варира у зависности од изабране тачке, односно коефицијента узгона авиона. Из овога следи да се нетурална тачка драстично мења са малим променама коефицијента узгона а то не одражава праву физикалност ове промене.

Да би се у потпуности адекватно сагледала неутрална тачка потребно је истаћи неке од претпоставки под којима је изведен прорачун за неутралну тачку:

1. Домен важења изведених једначина се односи на линеаран домен зависности узгона од нападног угла како за крило тако и за управљачке површине.
2. Стабилност система је дефинисана са поремећајима који су по свом реду величине мали.
3. Време дејства поремећаја је релативно кратко.

У анализи резултата прорачуна и прописа треба у обзир узети следеће:

- Само за линеарну апроксимацију се може рећи да даје промене које задовољавају претпоставку о линеарном домену управљања, а полиноми вишег реда очито излазе из домена ове претпоставке.
- Приликом испитивања по пропису [4] он захтева да се примени пуна снага (или максимална снага на неки други начин ограничена за дати режим лета) у временском интервалу који није кратак и који у режимима минималних брзина драстично одступа од вредности потребне за утримовани лет. Из овога следи да се дејство снаге не може третирати као мали поремећај, а да претпоставка о релативно кратком времену дејства такође није задовољена.
- Одавде непосредно следи да се метод одређивања стабилности авиона на основу неутралне тачке израчунате на основу података добијених летним испитивањима не може користити за верификацију становиштва да је авион стабилан, јер услови под којима су изведене једначине за стабилност и неутралну тачку нису у складу са условима под којима пропис захтева да се изврши испитивање авиона.

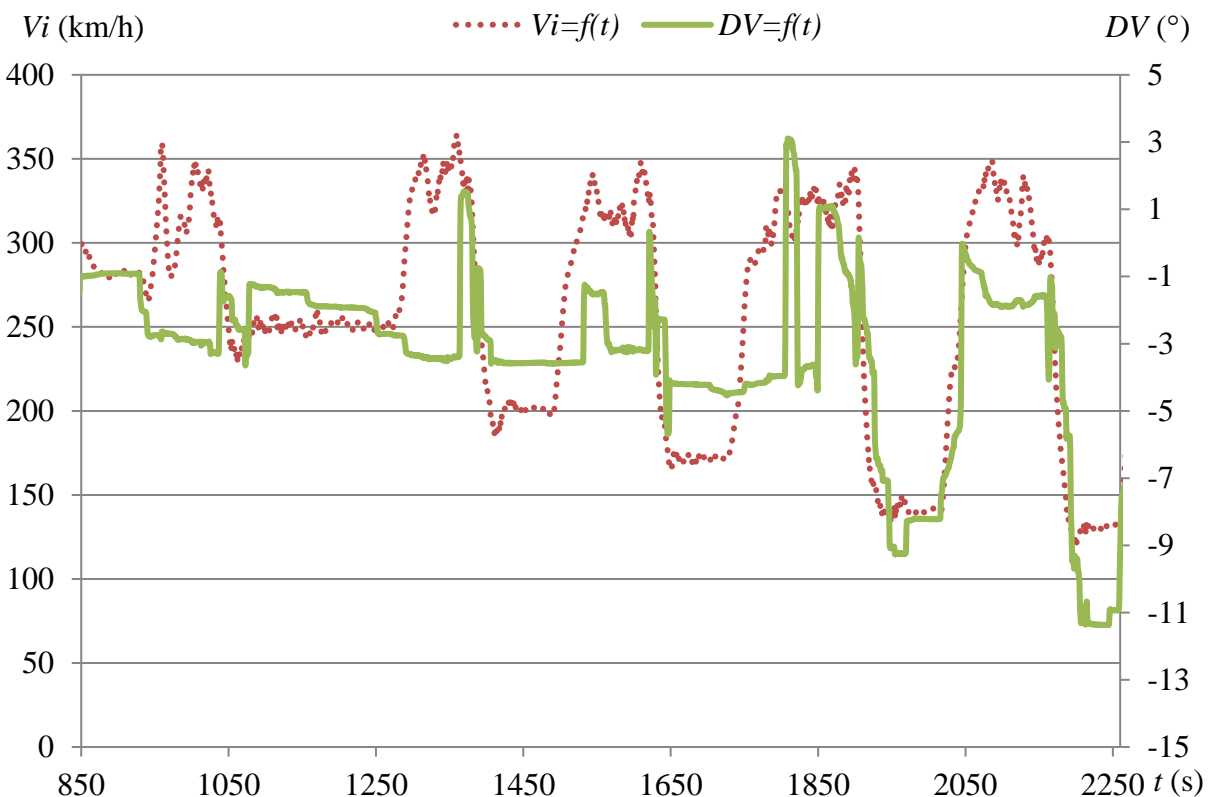
Из свега горе наведеног постаје јасно зашто се неутрална тачка не користи као мера стабилности авиона. Међутим и поред свих изложених недостатака неутрална тачка остаје мера стабилности у фази прорачуна јер за сада не постоји друга метода која на брз и ефикасан начин може дати увид у карактеристике стабилности и управљивости авиона.

Што се тиче прорачуна и положаја неутралне тачке при реланту или стационарни режим кретања са одговарајућом снагом погонске групе може се констатовати да неутрална тачка даје резултате који се са инжењерског становиштва могу третирати као прихватљиви.

5.4 ПРИКАЗ УТИЦАЈА АСИМЕТРИЈЕ ВУЧНЕ СИЛЕ ЕЛИСЕ КРОЗ ЕКСПЕРИМЕНТАЛНЕ РЕЗУЛТАТЕ

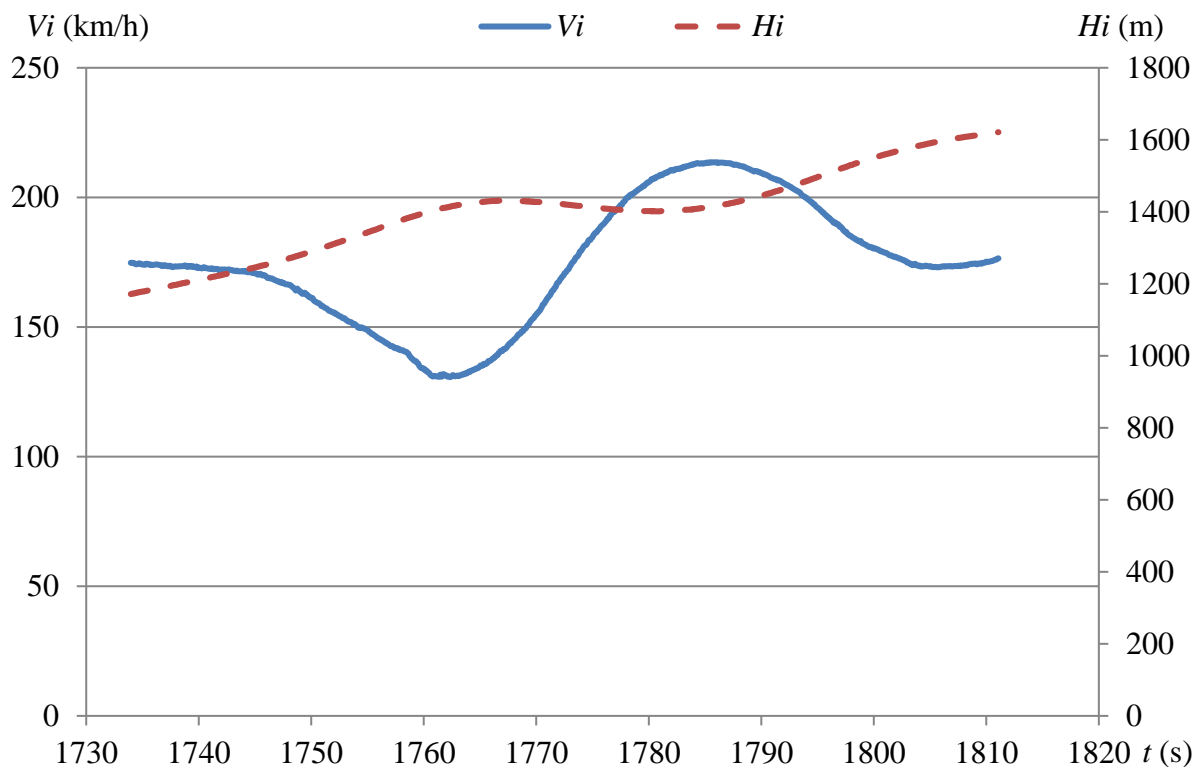
У уводном делу поглавља 4 је напоменут утицај асиметрије вучне силе елисе, а у поглављима 4.2, 4.3 и [98] је дат утицај вучне силе елисе на стабилност и управљивост авиона. У овом поглављу ће бити приказан тај утицај кроз обраду експерименталних резултата испитивања стабилности као и објашњење тих ефеката на технику управљања летелицама са једномоторном елисном погонском групом.

За једномоторни авион са елисом карактеристична је промена отклона крмила правца са променом инструменталне брзине како би се авион довео у равнотежни праволинијски лет. Ова промена је приказана на дијаграму (Слика 50). Осим отклона крмила правца у функцији времена приказана је и функционална зависност инструменталне брзине од времена.

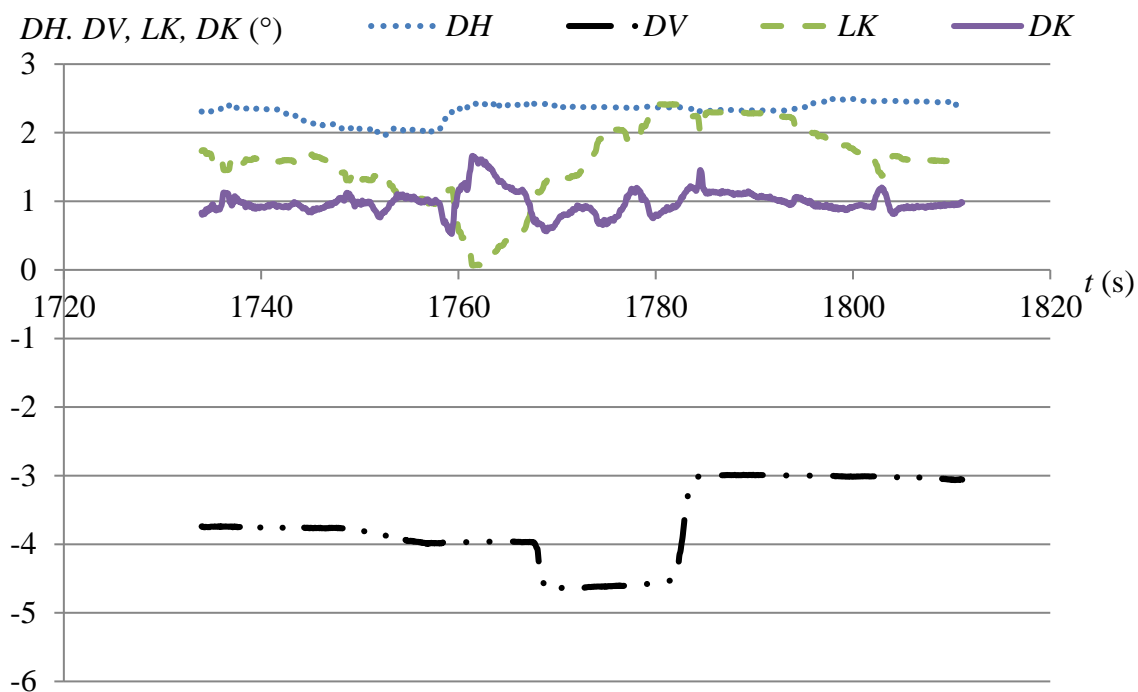


Слика 50 Отклон крмила правца и инструментална брзина у функцији времена

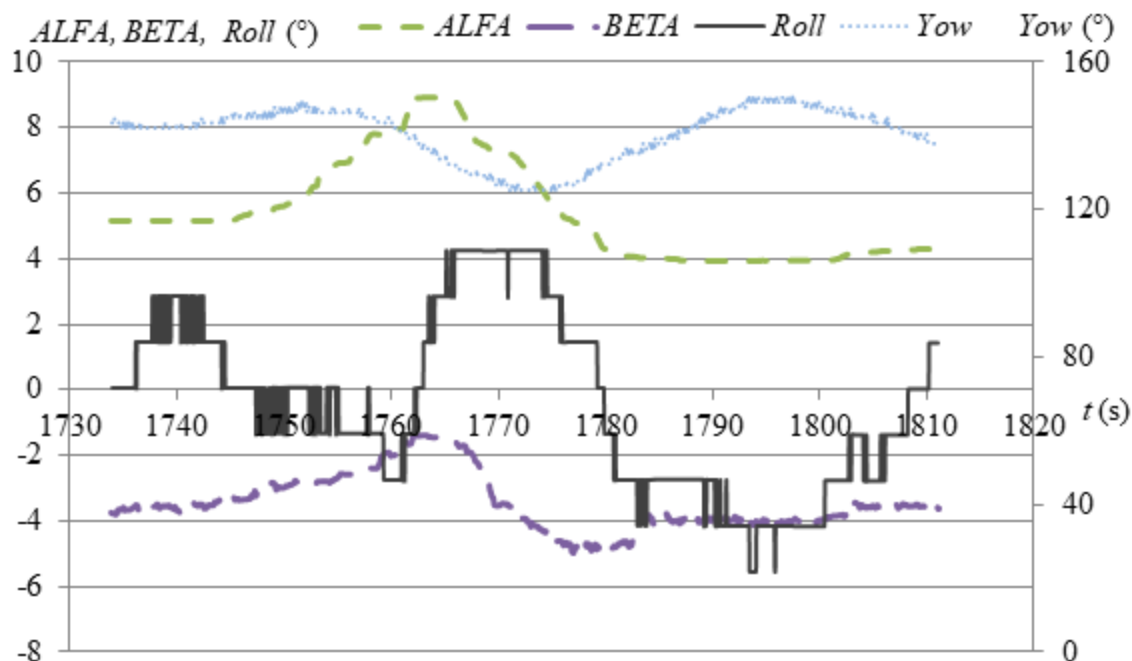
Дијаграм на Сlici 50 показује да се са променом инструменталне брзине за уравнотежени (истримовани) праволинијски лет мења отклон крмила правца. Као последица ове промене пилот при испитивању стабилности мора да врши компензацију попречно-смерних модова кретања при испитивању уздужне стабилности како би авион остао на истом правцу кретања. На ову компензацију кључно утиче угао клизања који се мења са променом инструменталне брзине. Детаљни параметри дати су на дијаграмима (Сликe 51-53) за случај малог отклона крмила висине.



Слика 51 Брзина и висина лета при испитивању стабилности авиона



Слика 52 Отклон управљачких површина при испитивању стабилности

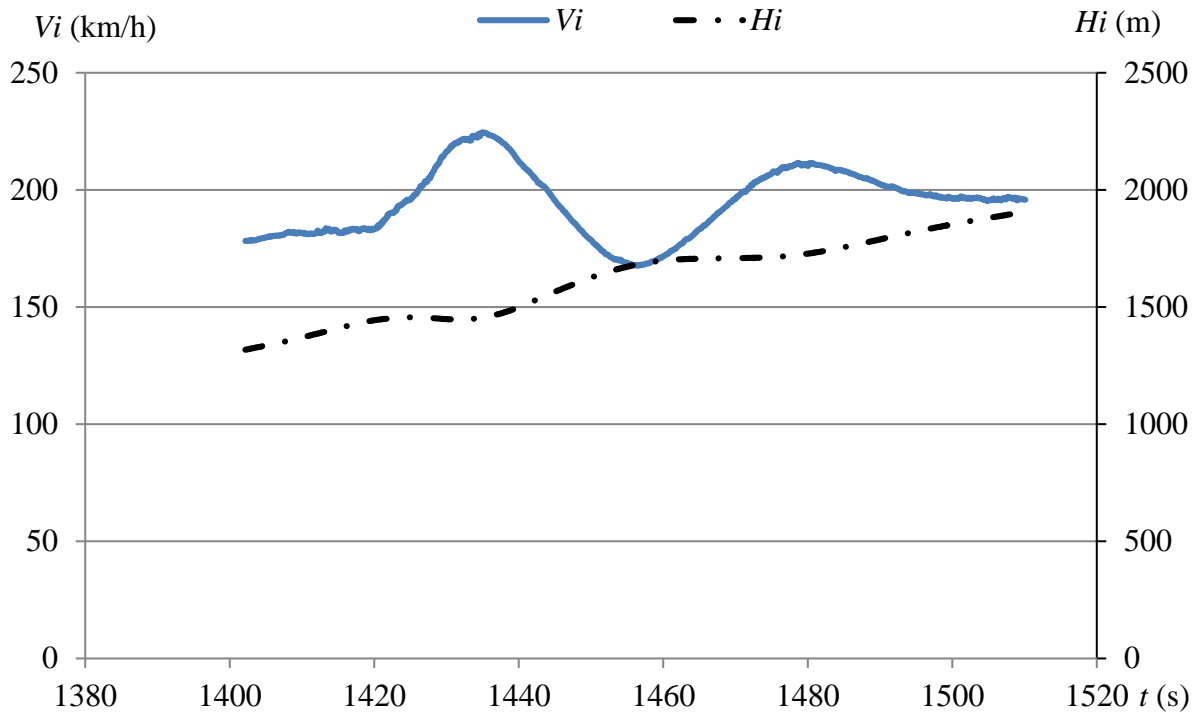


Слика 53 Нападни угао, угао клизања, угао нагиба авиона око подужне (X-осе) осе и правац кретања авиона у односу на изабрани правац орјентације

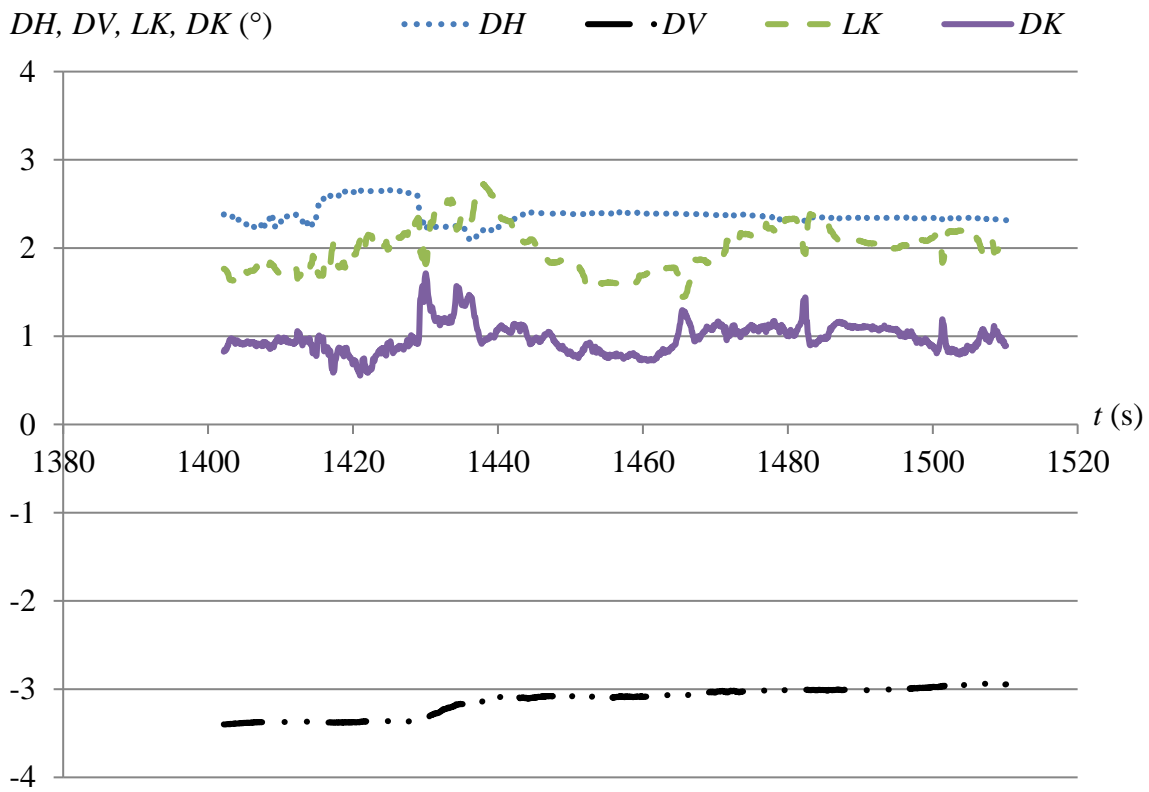
На Сликама 51-53 приказано је да са променом нападног угла (ALFA) долази до промене угла клизања (BETA) као и до благих осцилација авиона око подужне осе. Да би се спречило прекомерно клизање и скретање пилот врши компензацију попречно-смерног мода кретања отклоном крмила правца. У случају када не би било компензације овог мода кретања авиона, авион би прешао у скретање са постепеним повећањем угла нагиба око подужне осе, а затим би прешао у обрушавање.

Ради поређења може се размотрити случај када приликом испитивања стабилности долази до благих промена у отклону крмила правца. На дијаграмима приказаним на Сликама 54-56 може се видети да је отклон крмила правца далеко мањи него у претходном случају, Слика 52, где је лако уочити тренутак командовања пилота са датом командом. Дијаграм (Слика 55) показује да је у овом случају промена угла клизања јако мала, па је пилот и не примећује. У случају приказаном на Сlici 53 ова појава је јасно изражена. Из овога се закључује да је пилот осетљив на промене угла клизања а не на правац кретања летелице.

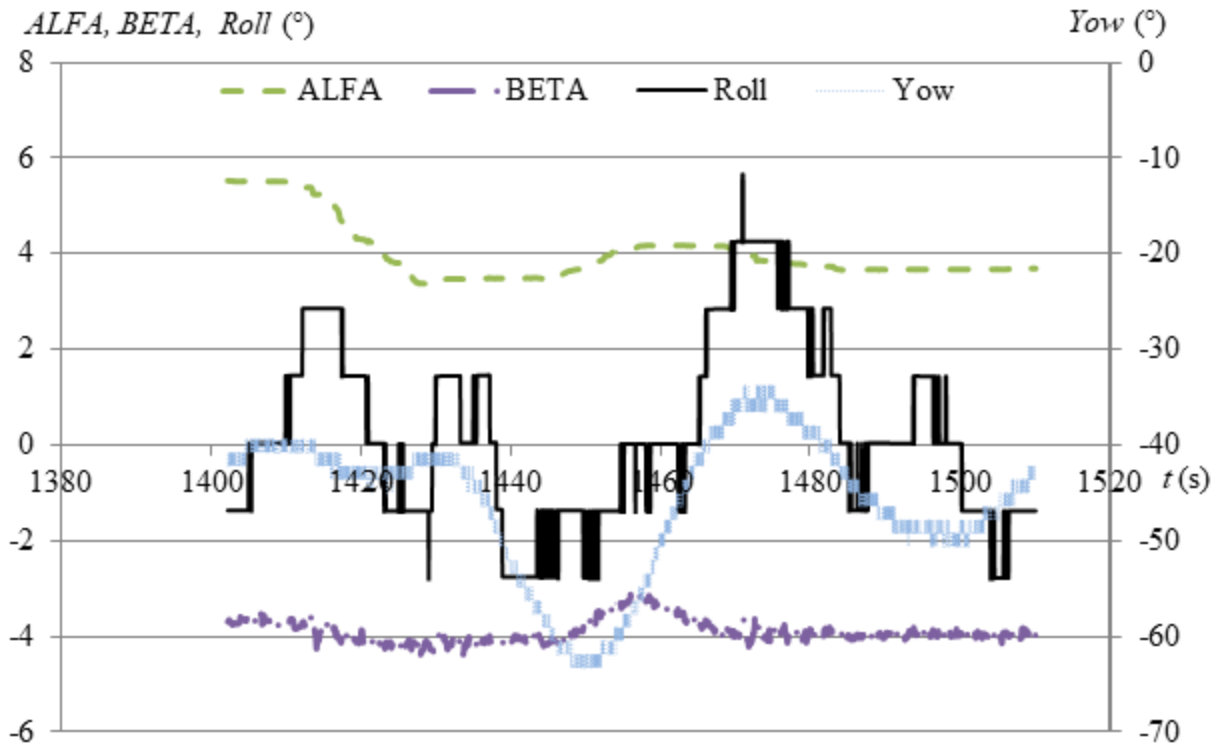
Промена угла клизања као и промена нападног угла може бити последица утицаја атмосферских поремећаја. Како би се утицај атмосферских поремећаја избегао испитивања стабилности се обављају у мирној атмосфери са малим фактором турбуленције.



Слика 54 Брзина и висина лета при испитивању стабилности авиона



Слика 55 Отклон управљачких површина при испитивању стабилности



Слика 56 Нападни угао, угао клизања, угао нагиба авиона око подужне (X-осе) осе и правац кретања авиона у односу на изабрани правац орјентације

6 АНАЛИЗА УТИЦАЈА ПОДВЕСНИХ СРЕДСТАВА НА СТАБИЛНОСТ АВИОНА

У овом поглављу приказана је анализа утицаја подвешавања средстава испод крила авиона на параметре динамичке стабилности. Циљ и намена анализе је добијање резултата који омогућавају, са становишта уздужне динамичке стабилности, безбедно отварање анvelope лета што је разматрано у [108].

Допринос средстава подвешених под крила се прорачунава методом из [108], а резерва стабилности потребна за задовољење квалитета лета из прописа MIL-F-8785C [5] је одређена из апроксимације кратко-периодичног мода уздужног кретања авиона. За прорачун доприноса подвесних терета коришћена је метода DATCOM 4.2.1.1 (Body lift curve slope) [28] за прорачун доприноса коефицијенту узгона и DATCOM 4.2.2.1 (Body pitching moment curve slope) [28] за прорачун доприноса коефицијенту момента.

Прорачун доприноса градијента коефицијента узгона садржи одређивање доприноса градијента коефицијента узгона $C_{L\alpha_{BODY}}$ тела ротационог облика унутар подзвучне области брзина лета, а на основу једначине:

$$C_{L\alpha_{BODY}} = \frac{2(k_2 - k_1)S_0}{V^{2/3}}. \quad (6.1)$$

Вредности x_0 и x_1 су повезане изразом:

$$\frac{x_0}{l_b}(m) = 0,378 + 0,527 \left(\frac{x_1}{l_b} \right), \quad (6.2)$$

где је l_b дужина тела. Ако је $x_0 < x_1$, тада је $S_x = S_0$, односно $D_x = D_0$, где је D_0 максимални пречник тела.

Виткост тела је:

$$f = \frac{l_b}{D_x}. \quad (6.3)$$

Вредност коефицијента узгона добијена је за изоловано тело у униформном струјном пољу, у координатном систему тела. Тело подвешено под крило је под утицајем повијања ваздушне струје датог крила. Утицај повијања ваздушне струје референтног крила је изражен градијентом $(\partial \varepsilon / \partial \alpha)_0$, датог у дијаграмима DATCOM 4.2.2.1-22 а [28] и 4.2.2.1-22 б [28]:

$$(\partial \varepsilon / \partial \alpha)_0 = f \left(\frac{x_b}{c_{re}} \right), \quad (6.4)$$

где је x_b дужина дела тела испред нападне ивице крила, а c_{re} тетива крила на месту подвешеног тела. Градијент $(\partial \varepsilon / \partial \alpha)_0$ се односи на референтно крило градијента узгона

$C_{L\alpha_{REF}} = 0,0785$ (1°). Градијент повијања ваздушне струје стварног крила је $(\partial\varepsilon / \partial\alpha) = k_\varepsilon (\partial\varepsilon / \partial\alpha)_0$, где је:

$$k_\varepsilon = \frac{C_{L\alpha\alpha}}{C_{L\alpha_{REF}}}, \quad (6.5)$$

а $C_{L\alpha\alpha}$ градијент узгона стварног крила. Допринос терета градијенту узгона авиона са крилом површине S_W је:

$$\partial C_{L\alpha} = C_{L\alpha_{BODY}} \frac{(V)^{2/3}}{S_W} \left[\frac{\partial\varepsilon}{\partial\alpha} + 1 \right]. \quad (6.6)$$

Сви претходно дати градијенти су одређени у аеродинамичком координатном систему. У динамичком (струјном) координатном систему је допринос градијенту узгона авиона:

$$\partial C_{z\alpha} = -\partial C_{L\alpha} \quad (6.7)$$

Прорачун доприноса коефицијенту момента садржи модификовану методу доприноса трупа градијенту коефицијента момента авиона, а за део подвешеног тела које се налази испред нападне ивице крила. DATCOM [28] метода се користи за прорачун доприноса градијента коефицијента момента $C_{m\alpha}$ тела ротационог облика у области подзвучних брзина лета на основу израза:

$$\partial C_{m\alpha} = \frac{1}{36,5 S_W l_{SAT}} \int_0^{l_b} W_{fi}^2 \left(\frac{\partial\varepsilon}{\partial\alpha} + 1 \right) dx \approx \frac{1}{36,5 S_W l_{SAT}} \sum_{i=1}^n W_{fi}^2 \left(\frac{\partial\varepsilon}{\partial\alpha} + 1 \right) \Delta x_i, \quad (6.8)$$

где је :

Δx_i - ширина локалног сегмента тела по оси тела.

W_{fi} - ширина тела управно на осу на месту тежишта локалног сегмента тела (средња вредност ширине).

x_{ii} - растојање од нападне ивице крила до тежишта локалног сегмента тела.

$(\partial\varepsilon / \partial\alpha) = k_\varepsilon (\partial\varepsilon / \partial\alpha)_0$ - градијент повијања ваздушне струје на стварном крилу.

$(\partial\varepsilon / \partial\alpha) = f \left(\frac{x_{ii}}{c_{re}} \right)$ - градијент повијања ваздушне струје на референтном крилу узгона

$C_{L\alpha_{REF}}$.

c_{re} - тетива крила на месту подвешеног тела.

Померање неутралне тачке Δh_N чистог авиона услед подвешавања терета под крило се одређује на основу израза:

$$\Delta h_N = \frac{\partial C_m}{\partial C_z} \approx \frac{C_m}{C_z} = \frac{C_{m\alpha}}{C_{z\alpha}}. \quad (6.9)$$

Прираштај градијента коефицијента узгона по нападном углу α у присуству подвесних терета, $\partial C_{z\alpha}$, је одређен на основу (6.7), док је прираштај градијента коефицијента момента пропињања по нападном углу α у присуству подвесних терета, $\partial C_{m\alpha}$, одређен на основу (6.8). Резерва стабилности у присуству подвесног терета се добија као:

$$\Delta_{a+(kon)} = \frac{C_{m\alpha} + \partial C_{m\alpha}}{C_{z\alpha} + \partial C_{z\alpha}}. \quad (6.10)$$

Прираштај резерве стабилности услед подвешевања терета под крило је:

$$\partial \Delta_{(kon)} = \Delta_a - \Delta_{a+(kon)}, \quad (6.11)$$

док се неутрална тачка у присуству терета одређује са:

$$h_{N(kon)} = h_{N(a)} - \partial \Delta_{(kon)}. \quad (6.12)$$

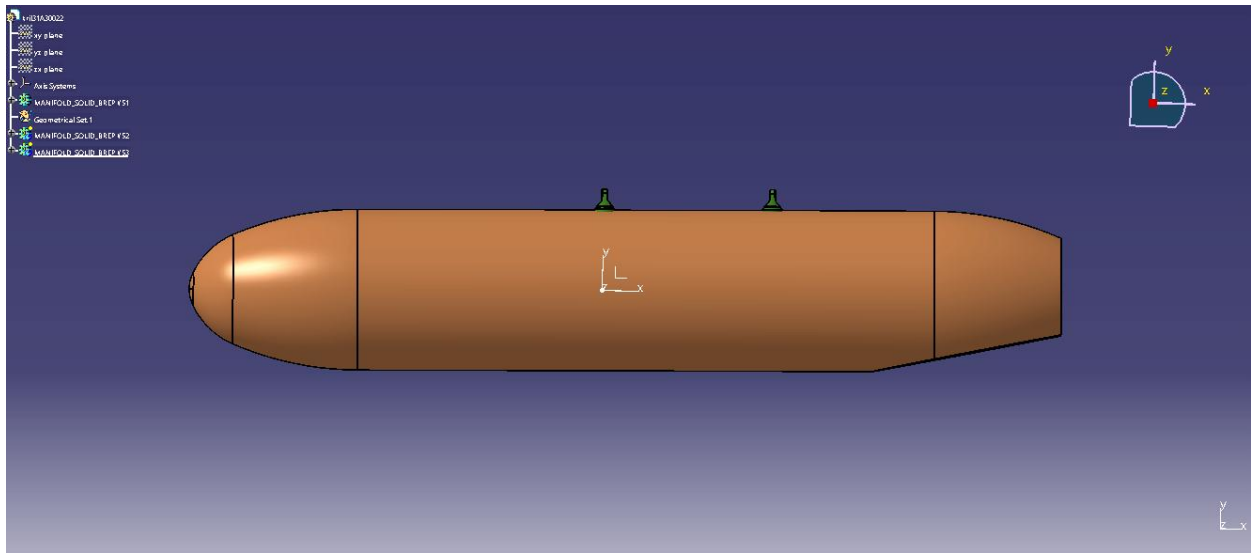
Гранични положај тежишта у присуству терета $(x_{(C.G.)}/l_a)$, а за тражени ниво квалитета лета, се одређује на основу положаја неутралне тачке у присуству подвесног терета $h_{N(kon)}$ из (6.12) и захтеване резерве стабилности $\Delta_{(C.G.)}$ за дати квалитет лета из прописа, а на основу кратко-приодичне апроксимације уздужног кретана авиона. Тако да се добија да је крајњи положај тежишта летелице за захтевани ниво квалитета лета одређен са:

$$\left(\frac{x_{(C.G.)}}{l_a} \right) = h_{N(kon)} - \Delta_{(C.G.)}. \quad (6.13)$$

Овде значајну улогу има дериватив пригушења у пропињању C_{mq} , па је са значајним пригушењем могуће остварити жељене квалитете лета и при неутралној статичкој стабилности. Као илустративан пример подвешавања наоружања испод крила авиона ЛАСТА-П2 послужио је теоретски облик бомбе дат на Слици 57.

За дати облик бомбе померање неутралне тачке на основу горе наведеног прорачуна износи: $\partial \Delta_{(kon)} = 0,0179$.

Овај начин порачуна претпоставља: да је удаљеност положаја тежишта контејнера од тежишта летелице мало растојање у односу на средњу аеродинамичку тетиву крила, отпор који ствара подвесни терет је релативно мали па се утицај момента пропињања који настаје услед дејства силе отпора подвесног средства на горе поменутом краку од тежишта летелице може занемарити.



Слика 57 Теоретски облик бомбе испод крила авиона ЛАСТА-П2

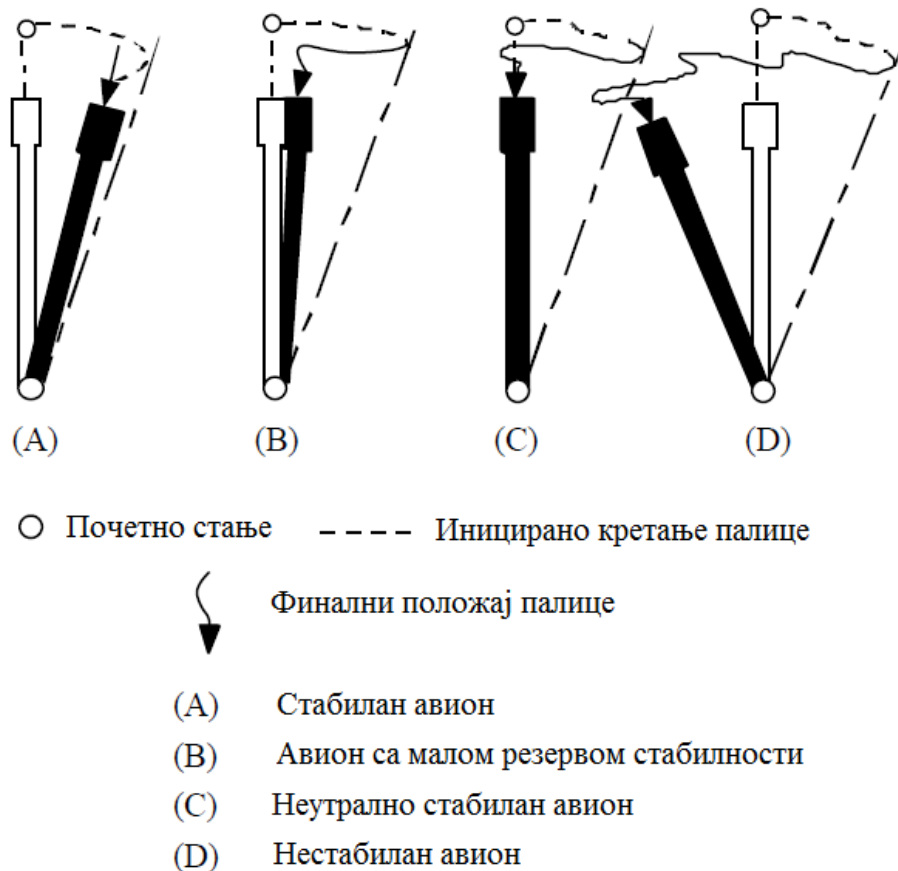
7 УПРАВЉИВОСТ АВИОНА

У овом поглављу дефинисане су прорачунске карактеристике управљивости авиона. Односно, управљивост [109] је за авион дефинисана као способност авиона да изврши маневре захтеване од стране пилота како би се успешно реализовала планирана мисија лета [29]. Од авиона се захтева да се ови маневри могу извршавати прецизно и једноставно са минималним напрезањем пилота.

Мишљење пилота о управљачким способностима авиона је базирано на основу:

- Иницијалног одзива авиона на померање управљачке површине.
- Укупне промене положаја авиона која је проузрокована командовањем.
- Величине управљачких сила и укупног померања управљачких површина неопходних за маневар.

Лакоћа са којом пилот извршава различите маневре директно зависи од стабилносних карактеристика летелице и приказана је на Слици 58.



Слика 58 Померање управљачке површине (пилотске палице) неопходно за прелазак из једног у стаљеног летног стања у друго, [29]

У анализама управљивости потребно је размотрити како авион реагује на отклоне крмила висине које представља управљачку површину разматраног авиона. Прво је потребно прорачунати угао уградње хоризонталног репа. Ова вредност се дефинише на основу лета у пројектној тачки при чему је потребно да угао отклона крмила висине буде 0 степени. Ако се нападни угао хоризонталног репа представи следећом једначином:

$$\alpha_h = (\alpha - \alpha_{uk}) - \varepsilon + \alpha_{uh} + \tau \cdot \delta_e + \tau_T \cdot \beta, \quad (7.1)$$

за лет у пројектној тачки овај израз се своди на:

$$\alpha_h = (\alpha - \alpha_{uk}) - \varepsilon + \alpha_{uh}.$$

(7.2)

Из једначине (7.2) следи да је:

$$\alpha_{sh} = \alpha_h - (\alpha - \alpha_{uk}) + \varepsilon. \quad (7.3)$$

Са друге стране момент авиона мора бити једна нули. Како се моменти који потичу од силе отпора крила и отпора хоризонталног репа могу занемарити, момент хоризонталног репа се може изразити као:

$$M_h = M_{a.c.} + R_z \cdot (\bar{x}_{C.G.} - \bar{x}_{a.c.}) \cdot l_{SAT} + M_{FUS}. \quad (7.4)$$

Па се преласком на коефицијенте добија следећи израз:

$$\alpha_h = \frac{C_{m.a.c.} + C_Z \cdot (\bar{x}_{C.G.} - \bar{x}_{a.c.}) + C_{m_{FUS}}}{\eta_h \cdot a_h \cdot V_h}. \quad (7.5)$$

Највећи проблем при решавању ове једначине је тачно одређивање угла повијања ваздушне струје иза крила на месту хоризонталног репа. Како је угао повијања ваздушне струје дат изразом $\varepsilon = \varepsilon_0 + \varepsilon_\alpha \cdot \alpha$, потребно је проценити вредност за угао повијања ваздушне струје при нултом узгону ε_0 . Ова вредност је обично $\varepsilon_0 \approx 0$, али треба истаћи да не постоји аналитички израз за прорачун ове вредности, па се стога она може утврдити једино експерименталним путем или применом CFD метода.

Услов за димензионисање крмила висине је да авион при максималном отклону крмила може да изврши ротацију (подизање носа авиона на горе) и да полети. По конвенцији отклон на горе има негативан предзнак, а отклон на доле позитивни предзнак.

Максимални отклони крмила бирају се тако да обезбеђују промене уздужног момента, односно коефицијента момента са једне стране, а да са друге стране при малим отклоним крмила, отклони не буду у нивоу зазора. За акробатске и војне авиона стандард [5] прописује да максимални отклон крмила на доле у леђном лету може да доведе авион на аеродинамичку границу анvelope лета. Овај услов треба да је испуњен и у хоризонталном и маневарском лету. Односно, потребно је прво одредити максимални коефицијент узгона авиона (минималну брзину лета) у функцији нормалног оптерећења n_z (аеродинамичког ограничења употребне анvelope лета авиона), масу и центражу авиона (максималну масу и предњу центражу као критичан случај за прорачун), величину и позицију хоризонталног репа (добија се из услова статичке и динамичке стабилности) док је угао уградње дефинисан из услова равнотеже.

Образац за прорачун потребног отклона крмила висине за уравнотежени лет је:

$$\delta_k = \delta_{k_0} - \frac{C_z}{C_{m_s}} \cdot \left(\frac{dC_m}{dC_z} \right)_{FIX} - \frac{63 \cdot g \cdot d_h}{\tau \cdot V^2} (n_z - 1). \quad (7.6)$$

При чему је отклон крмила висине при нултом узгону дефинисан изразом:

$$\delta_{k_0} = - \frac{C_{m_{a.c.}}}{C_{m_s}} - \frac{(\alpha_n \cdot (1 - \varepsilon_\alpha) - \alpha_{uk} + \alpha_{uh})}{\tau}. \quad (7.7)$$

Овај прорачун не узима у обзир утицај тла па због тога пропис [5] захтева да авион може да оствари ротацију и полети са 75% укупног конструктивног отклона. Из овог непосредно следи образац за прорачун максималног конструктивног отклона крмила висине:

$$\delta_{k_{max}} = \frac{\delta_k + \Delta\delta_k}{0.75}, \quad (7.8)$$

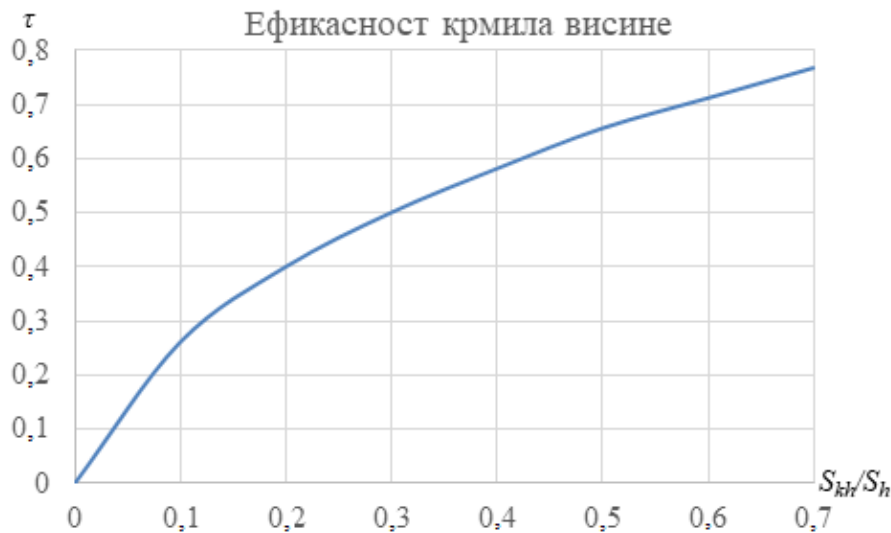
где је $\Delta\delta_k$ потребни додатни отклон због утицаја тла дефинисан изразом:

$$\Delta\delta_k = - \frac{C_{z_{max}} \cdot 57.3}{\pi \cdot \lambda \cdot \tau}. \quad (7.9)$$

Сређивањем горе наведених једначина добија се израз за прорачун ефикасности крмила висине у облику:

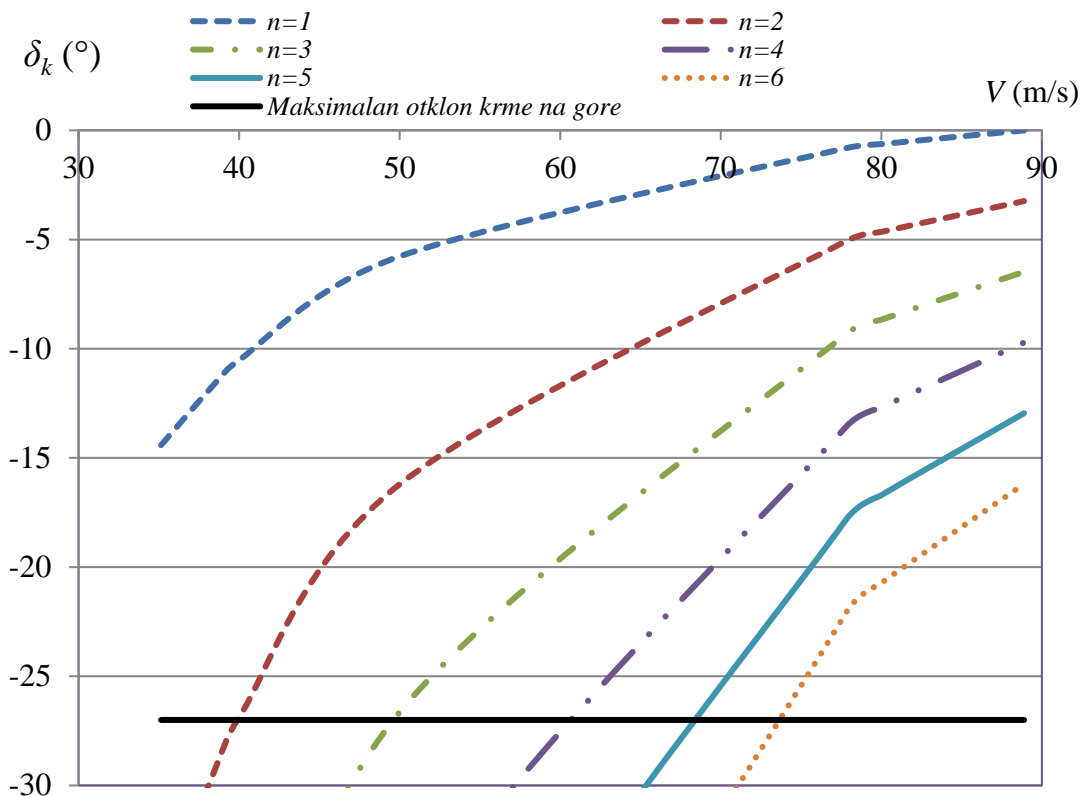
$$\tau = \frac{C_{m_{a.c.}} + C_{z_{max}} \cdot \left(\frac{dC_m}{dC_z} \right)_{FIX} - (\alpha_n \cdot (1 - \varepsilon_\alpha) - \alpha_{uk} + \alpha_{uh}) - \frac{C_{z_{max}} \cdot 57.3}{\pi \cdot \lambda}}{0.75 \cdot \delta_{k_{max}}}. \quad (7.10)$$

На основу добијене вредности за потребну ефикасност крмила висине, улази се у дијаграм (Слика 59) за однос површина крмила висине и хоризонталног репа и читава се потребна вредност.



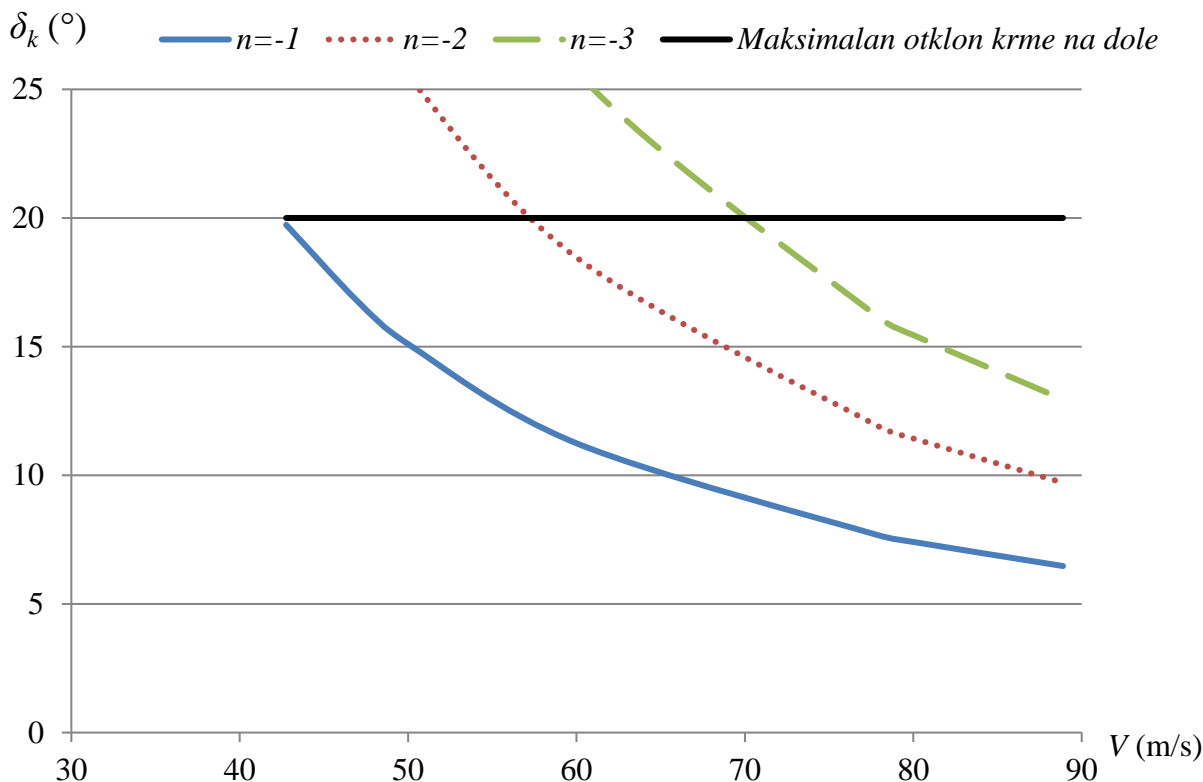
Слика 59 Фактор ефикасности крмила висине у функцији односа површина крмила хоризонталног репа и хоризонталног репа [26]

Када се на овај начин одреди потребна површина крмила хоризонталног репа, приступа се прорачуну потребних отклона, а ако се добијене вредности налазе унутар расположивог конструктивног отклона крмила изглед хоризонталног репа се сматра дефинисаним. Тада се одређују равнотежни отклони крмила хоризонталног репа, за предњу и задњу центражу и захтеване употребне висине лета авиона. За разматрани авион са хоризонталним репом типа А и предњом центражом на висини лета 0 m надморске висине дати су потребни отклони крмила хоризонталног репа у функцији фактора нормалног оптерећења (Слика 60 и 61).



Слика 60 Потребни отклони крмила хоризонталног репа у функцији фактора нормалног оптерећења (нормалан лет на висини мора)

Потребни отклони крмила висине се не могу посматрати независно од вредности оствареног коефицијента узгона авиона при разматраном прорачуну. Односно, како је коефицијент максималног узгона коначна вредност, при факторима оптерећења већим од 1, максималан коефицијент узгона летелице је обично ограничење за потребни отклон крмила висине. Као приме, при $n_z=2$ ($n=2$ на Слици 60), при брзини лета од 50 m/s авион се налази близу границе максималног могућег коефицијента узгона, па вредност отклона крмила висине добијена при брзини од 40 m/s нема никакав физички смисао јер је у практичном лету неупотребљива/неостварива. Односно, и када би авион имао већи расположиви отклон крмила висине не би био у стању да оствари наведени фактор нормалног оптерећења због ограничења које диктира аеродинамика летелице. Иста ограничења важе и у случају леђног лета.

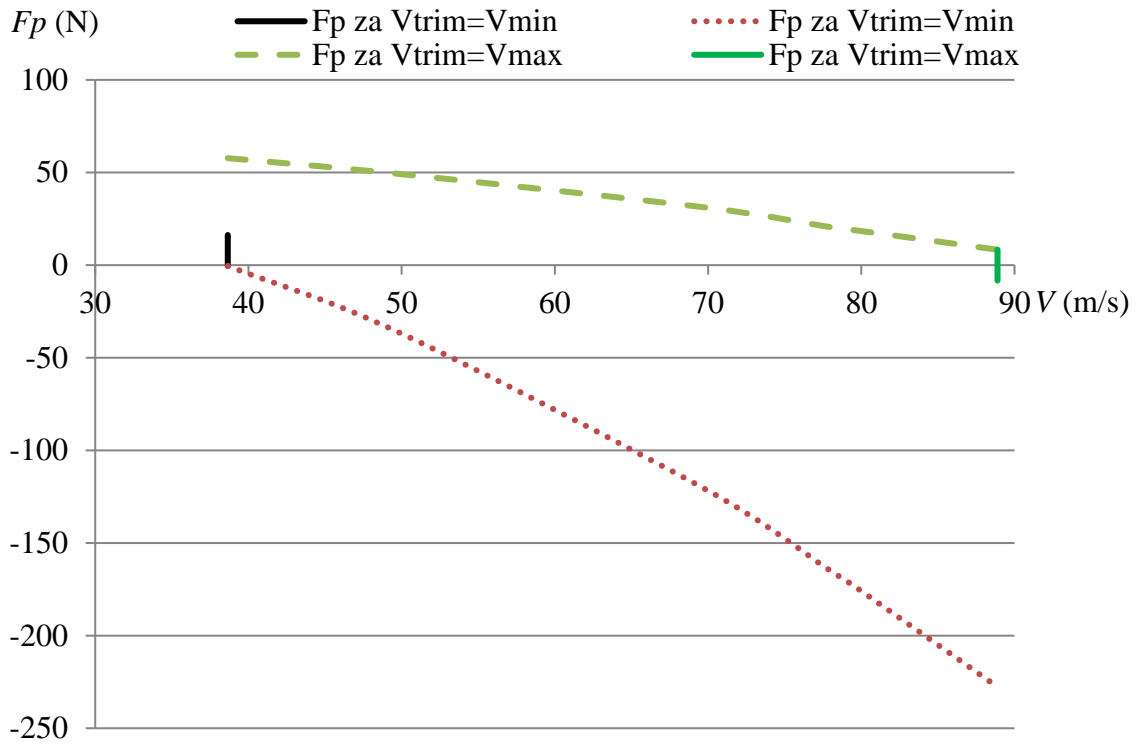


Слика 61 Потребни отклони крмила хоризонталног репа у функцији фактора нормалног оптерећења (леђни лет на висини мора)

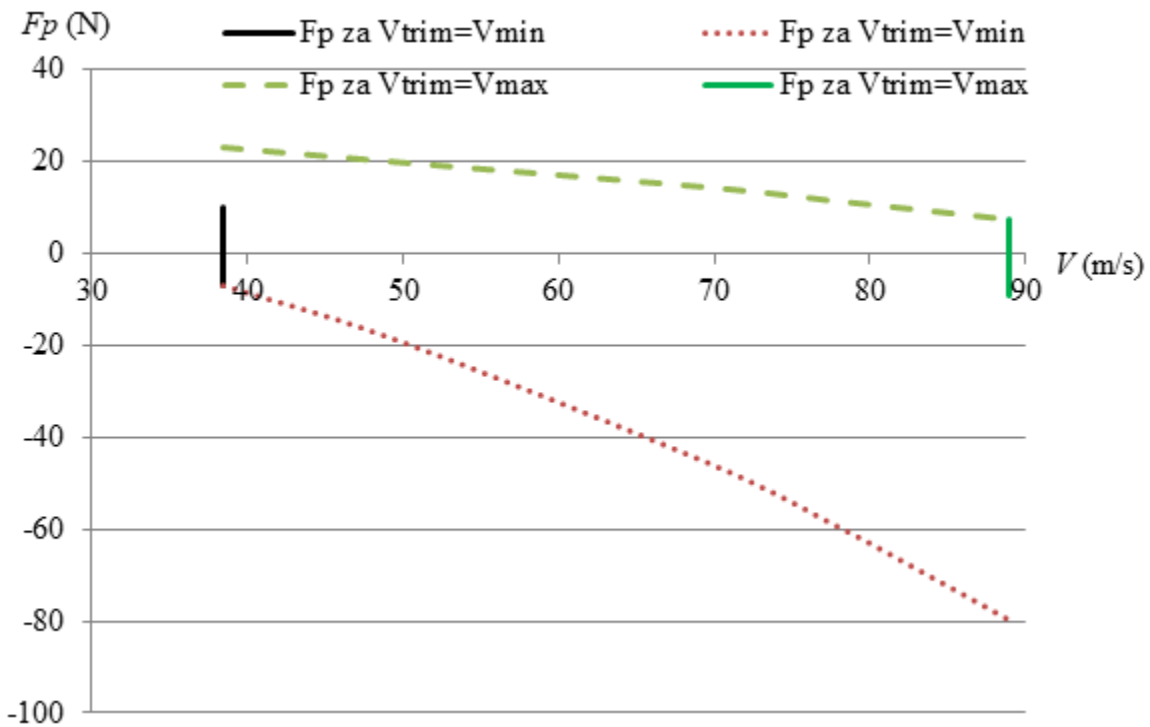
На крају је потребно одредити силе на пилотској палици у уздужном командном колу управљања и проверити да ли се налазе у захтеваним границама дефинисаним ваздухопловним прописима [3-5]. Сила на пилотској палици се рачуна по обрасцу:

$$F_p = \frac{G_p \cdot \eta_h \cdot S_h \cdot d_h \cdot \frac{m \cdot g}{S} \cdot C_{h_s}}{C_{m_s}} \left(\frac{dC_m}{dC_z} \right)_{Free} \left(\frac{V^2}{V_{trim}^2} - n_z \right) + G_p \cdot \eta_h \cdot S_h \cdot d_h \cdot g \cdot d_h \cdot \frac{\rho}{2} (n_z - 1) \left(C_{h_a} - \frac{1.1 \cdot C_{h_s}}{\tau} \right), \quad (7.11)$$

при чему је G_p преносни однос у уздужном командном колу управљања (однос између отклона крмила висине и одговарајућег хода палице, мереног на месту рукохвата). Да би се ова сила одредила потребни су следећи подаци о командном колу управљања, подаци о изведеној конструкцији хоризонталног репа, информације о примењеној аеродинамичкој компензацији, информације о утицају тега и/или опруге или неког другог уређаја за побољшање осећаја силе на пилотској палици [110]. Сходно томе, није изложена процедура за прорачун силе на палици. Треба истаћи да вредности силе и остварени градијенти морају бити унутар граница дефинисаних прописима [3-5]. Сходно томе на дијаграмима (Слике 62 и 63), дат је приказ прорачунских сила на пилотској палици, за предњу и задњу центражу и минималну и максималну тримовану брзину у хоризонталном лету које су у прописаним границама.



Слика 62 Сила на пилотској палици у функцији брине лете и одговарајуће брине тримовања за предњу центражу



Слика 63 Сила на пилотској палици у функцији брине лете и одговарајуће брине тримовања за задњу центражу

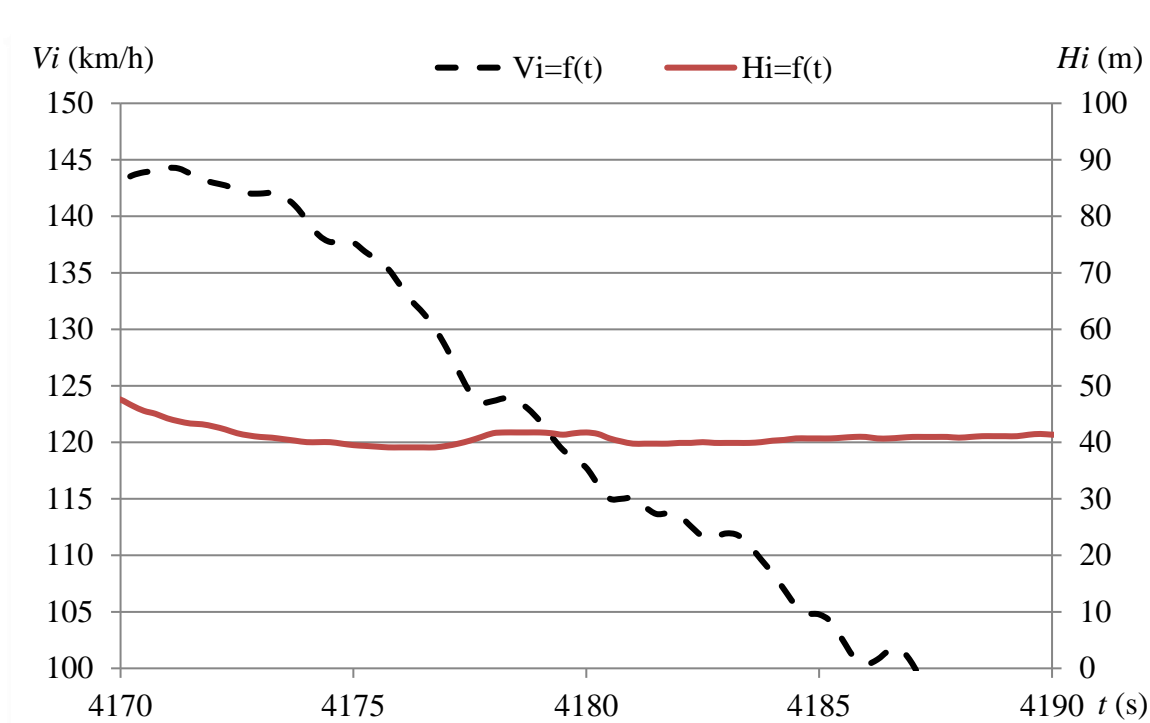
7.1 ЕКСПЕРИМЕНТАЛНА ВЕРИФИКАЦИЈА ПРОРАЧУНСКИХ РЕЗУЛТАТА УПРАВЉИВОСТИ АВИОНА ЛАСТА-П2

Како се са променом конфигурације летелице мењају њени инерцијални параметри потребно је извршити њихову анализу у односу на карактеристике стабилности и управљивости. На основу релевантних података из [94] могу се извући следећи закључци:

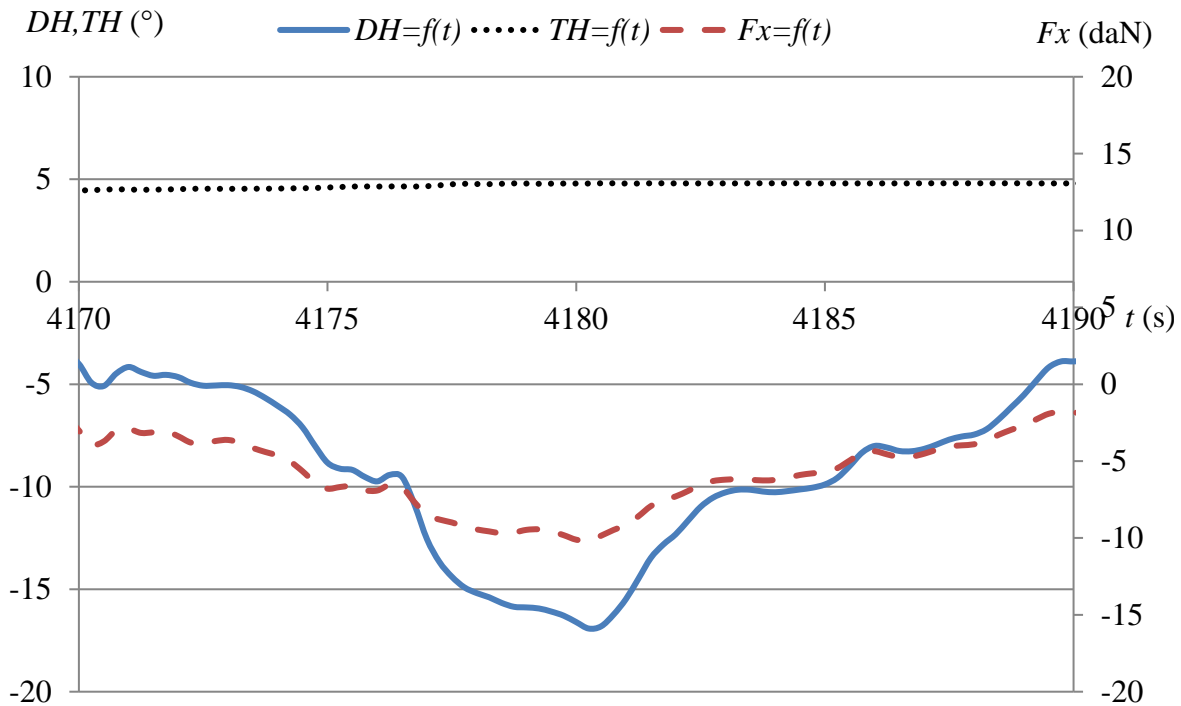
- Летелица у слетној конфигурацији има померање центраже у односу на чисту конфигурацију унапред.
- Са променом центраже унапред постиже се повећање статичке стабилности летелице.
- Са померањем центраже унапред расте потребан отклон крмила висине приликом слетања а који је израженији при минималним брзинама слетања.

Због свега наведеног неопходно је извршити анализу слетања [111] при крајњој предњој центражи и минималним брзинама слетања које могу бити дефинисане и бочним маневрима [112-113], како би се проверило да ли је крмилу висине довољно ефикасно за извршење овог маневра.

При провери ефикасности крмила потребно је узети у обзир и утицај отклона закрилца на додатно повијање струје као и утицај елисе на повијање струје у зони елисе, јер је код једномоторног авиона овај утицај значајан у зони хоризонталног репа. На дијаграмима (Слике 64 и 65) дати су: отклона крмила хоризонталног репа, тримера крмила хоризонталног репа, висина лета, брзина лета и сила на пилотској палици у уздужном правцу приликом слетања авиона са предњом центражом.



Слика 64 Брзина лета и висина лета приликом слетања авиона са предњом центражом



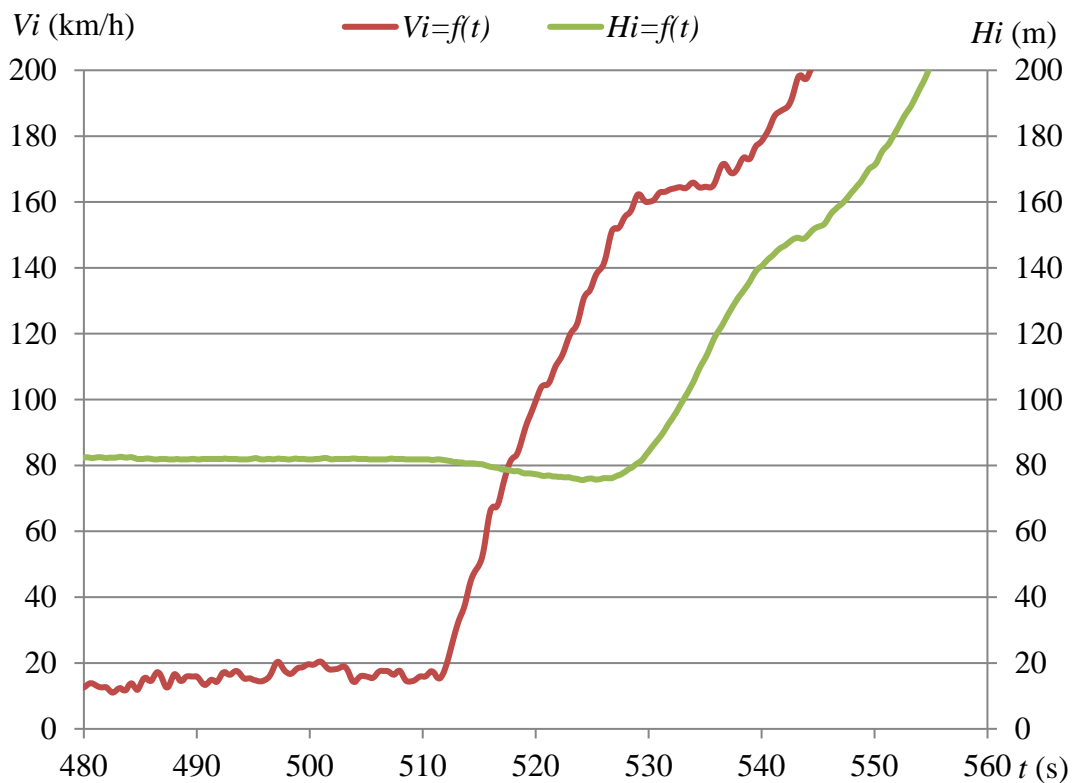
Слика 65 Отклон крмила висине, отклон тримера крмила висине и сила на пилотској палици у уздужном правцу приликом слетања авиона са предњом центражом

Дијаграм (Слика 65) показује да је отклон крмила висине приликом слетања мањи од -17° што је са становишта пилотирања и прописа задовољавајућа вредност. Она је далеко мања од максималне вредности која износи -27° . На дијаграму (Слика 64) може се видети да је додир са пистом остварен при брзини између 125–130 km/h која у потпуности одговара предвиђеној брзини додира авиона са пистом од 125 km/h. Остварена сила на пилотској палици (Слика 65) је значајно мања од максимално дозвољене. Ово је последица захтева прописа [4] да у случају блокаде тримера у неком од граничних положаја сила на пилотској палици треба да остане у прописаним границама, односно да пилот може безбедно да изврши слетање.

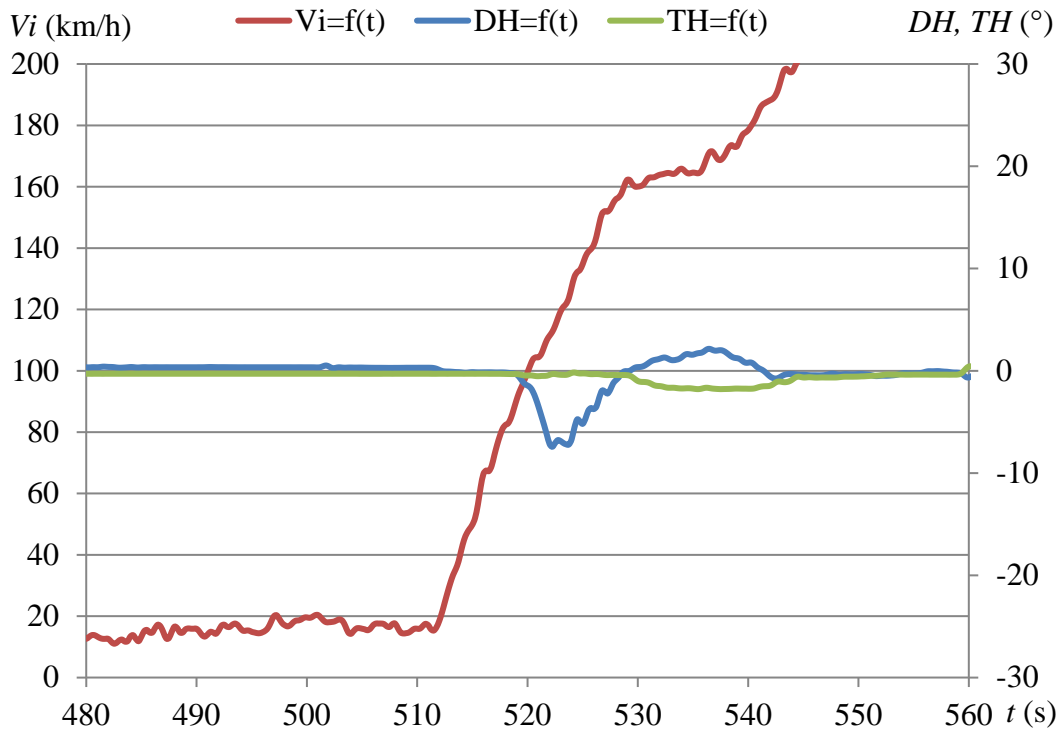
У случају када долази до лома елисе у лету, или блокаде мотора и блокирања елисе у неком положају десине се пад динамичког притиска у зони хоризонталног репа па самим тим и његове ефикасности. Из тих разлога постоји додатан отклон крмила хоризонталног репа, а пропис [5] као меру сигурности захтева да се сви маневри при полетању морају остварити са 75% укупног отклона крмила висине. Треба нагласити да случај блокаде мотора представља ванредан случај слетања, као и да тада није битна минимална брзина слетања која је критична по питању стајног трапа већ могућност да пилот на најбезбеднији начин приземљи летелицу.

Горе показани пример показује да је авион по питању безбедног слетања у слетној конфигурацији у складу са прописом и да постоји већа резерва у отклону крмила. Резултати експерименталне провере карактеристика полетања приказани су на дијаграмима (Слике 66-68). На дијаграмима се могу видети: инструменталне брзине лета, инструменталне

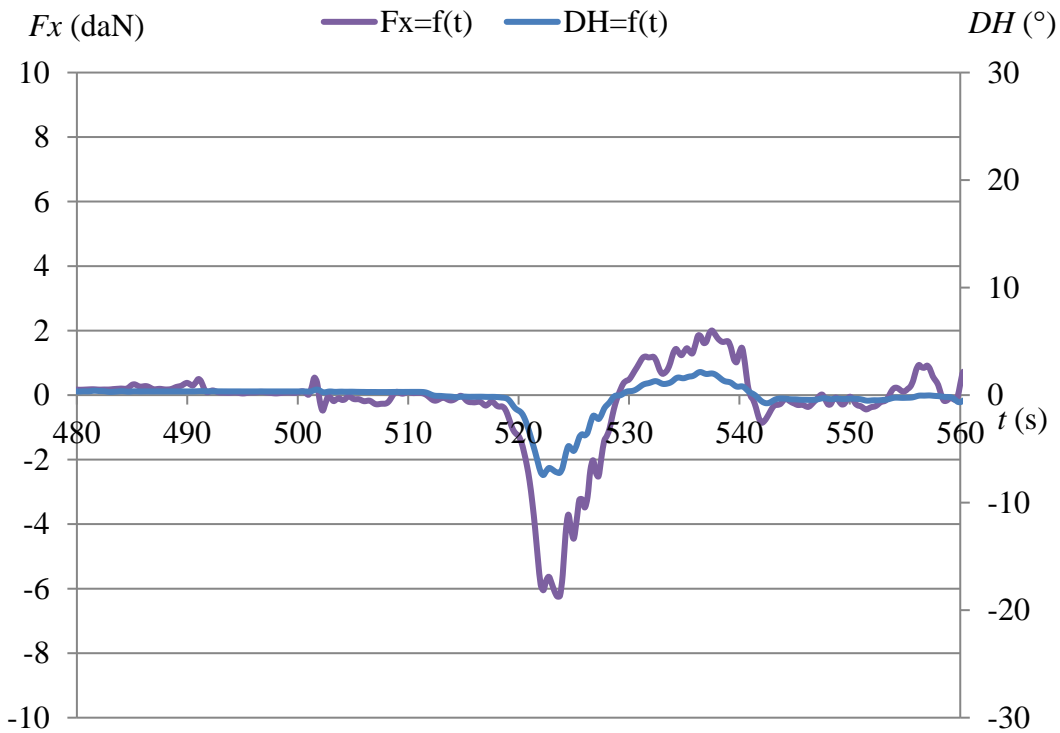
висине лета, отклони крмила висине, тримера крмила висине и силе на пилотској палици као функција времена при полетању авиона са предњом центражом. Приказани резултати показују да је авион у стању да изврши полетање при чему се остварене силе на пилотској палици (Слика 68) налазе унутар граница дефинисаних прописом [4]. Битно је напоменути да остварени отклони и силе на пилотској палици зависе од технике пилотирања и брзине лета при којој пилот оstarује одвајање авиона од писте. Што је пилот у стању да оствари прецизније маневар полетања сила на палици је мањег интензитета али је потребан отклон крмила висине већи. Резултати испитивања авиона показују да постоји знатна резерва у конструктивном отклону крмила висине у односу на максималну вредност приказану на дијаграмима (Сликe 67 и 68). На основу ових чињеница може се закључити да авион има задовољавајуће управљачке карактеристике у фази полетања и слетања а да су конструктивни отклони крмила висине такви да омогућавају безбедно полетање и слетање.



Слика 66 Брзина лета и висина лета приликом полетања авиона са предњом центражом



Слика 67 Отклон крмила висине, отклон тримера крмила висине и инструментална брзина лета приликом полетања авиона са предњом центражом



Слика 68 Отклон крмила висине и сила на пилотској палици приликом полетања авиона са предњом центражом

8 ЗАКЉУЧАК И ПРАВЦИ ДАЉЕГ ИСТРЖИВАЊА

Резултат урађених истраживања у оквиру дисертације је унапређење тачности прорачуна аеродинамичких дериватива стабилности једномоторног нискокрилца у случају када је потребно обезбедити безбедоносну границу анвелопе лета на малим висинама лета и великим нападним угловима. Испитивања су урађена на авиону ЛАСТА-П2. Урађена је модификација прорачуна доприноса вучне силе погонске групе са елисом, као и верификација прорачунских резултата кроз велики број летних испитивања, а дат је и кратак осврт на у овом тренутку доступне податке о испитивањима летелица путем CFD симулација.

Испитивања су извршена како за задњу центражу, за коју је питање стабилности критично, тако и за предњу центражу где се намеће проблем управљивости, односно могућности да се са расположивим отклоном команде оствари тражени маневар. Методологија за прорачун карактеристика стабилности и управљивости летелица је дата у уводном делу дисертације. Укратко су анализирани основни аспекти конструкционог решења на параметре стабилности и управљивости разматране летелице. На основу ових података добијена је слика о реду величине резерве стабилности и деривативима управљачких контролних површина. Цела методологија за прорачун карактеристика стабилности и управљивости по свом обиму превазилази могућност да буде приказана у дисертацији али сви битни елементи прорачуна се могу наћи у наведеној литератури.

Добијени резултати за резерву стабилности при задњем положају центра масе јасно указују да је општа хипотеза доказана, односно да линеаризоване једначине не описују у потпуности целу анвелопу кретања летелице на адекватан начин. Због наведеног недостатка немогуће је са линеаризованим једначинама кретања одредити колико би прорачунска резерва стабилности требала да износи. Из тога следи да се стабилностне и управљачке карактеристике летелице могу одредити тачно једино летним испитивањима. На основу летних испитивања може се доћи до реда величине потребне резервне стабилности добијене на основу линеаризованог прорачуна коју је увек неопходно проверити експерименталним путем.

На основу приказаних резултата дата је оцена потребног расположивог отклона крмила висине. Експерименталним путем је потврђено да су прорачунске вредности расположивог отклона крмила висине у сагласности са оствареним конструкционим вредностима. Током летних испитивања конструкционе вредности отклона крмила висине су се показале као задовољавајуће, односно у сагласности са постављеним тактичко-техничким захтевима и важећим ваздухопловним прописом.

У трећој глави приказана је примена нумеричке динамике флуида у анализи стабилности и управљивости летелица. Наведени резултати показују да је анализу стабилности могуће успешно урадити и путем примене CFD метода. Корекцију резултата добијених употребом CFD метода је неопходна како би се укључили сви фактори који нису обухваћени симулацијом (утицај погонске групе).

Модификован прорачун доприноса вучне/потисне силе елисе укупној стабилности летелице омогућава тачнију и једноставнију процену овог дериватива. Поред тога модификован прорачун не захтева познавање поларе летелице приликом прорачуна доприноса вучне/потисне силе елисе што је битна предност у односу на DATCOM методу. Прорачун на адекватан начин објашњава физикалне процесе који се дешавају током малих поремећаја стационарног режима кретања авиона.

Приказани приступ у анализи стабилности и управљивости летелице је од изузетног значаја када је потребно одредити безбедносну границу летелице на малим висинама лета и великим нападним угловима. За примену приказаног приступа потребно је познавати вредности аеродинамичких параметара за све услова лета као и масене и инерцијалне карактеристике. У ту сврху коришћен је рачунарски оријентисан програм "AFQ" развијен у Војнотехничком институту који на основу геометријских параметара летелице одређује потребне аеродинамичке параметре за услове регуларног опструјавања конфигурације летелице.

Управљивост летелице је са друге стране ограничена расположивом способношћу командних површина (снажност-ефикасност и брзина отклоне командних површина). Приказани приступ у анализи стабилности и управљивости летелице омогућава да се одраде ограничења у погледу тримовања и управљања летелицом. Резултати су експериментално доказани летним испитивањима авиона обављеним у Техничком опитном центру у Београду.

Резултати и закључци добијени разматрањима приказаним у дисертацији су корисни како за даља научна истраживања, тако и за унапређење инжењерске праксе у области Динамике лета ваздухоплова.

Приказани резултати, као и стално присутни захтеви за што је могуће тачнијим одерђивањем аеродинамичких дериватива стабилности летелица дефинишу правце даљег истраживања у овој проблематици:

- Потребно је наставити са прикупљањем података из експерименталних испитивања летелица и њиховим поређењем са прорачунским резултатима, резултатима аеродинамичких испитивања модела летелица у аеротунелима и резултатима добијеним путем испитивања CFD метода.
- На основу анализе тачности добијених резултата потребно је урадити евентуалну додатну корекцију прорачунске методе и назначити када је потребно применити дату корекцију.
- Као следећи важан корак у прорачуну карактеристика стабилности и управљивости летелица намеће се проблем аутоматског управљања летелицом. Према расположивим подацима, летелице како у војном тако и у цивилном ваздухопловству се све више ослањају на аутопилота како би се људски фактор свео на минимум. Према томе, оправдано је очекивати да ће се у ближој будућности реализовати аутопилот и/или систем за побољшање карактеристика лета за летелицу са људском посадом у домаћој авиоиндустрији. Анализа аутоматског управљања би

требало да обухвати анализу управљања у нелинеарном домену као и вештачку стабилност летелице.

- Потребно је стечена искуства интегрисати у будући симулатор обуке пилота.

9 ПРИЛОГ ESDU 89047 (ИЗЛАЗНИ ФАЈЛ)

ESDU International plc
PROGRAM A8947
ESDUpac Number: A8947
ESDUpac Title: CALCULATION OF IN-PLANE FORCE AND MOMENT DERIVATIVES
FOR INCLINED PROPELLERS AT LOW FORWARD SPEEDS
Data Item Number: 89047
Data Item Title: IN-PLANE FORCES AND MOMENTS ON INSTALLED INCLINED
PROPELLERS AT LOW FORWARD SPEEDS
ESDUpac Version: 1.0
(See Data Item for full input/output specification and interpretation)

INPUT DATA

LASTA P2
INPUT FOR SINGLE-ROTATION PROPELLER
PROPELLER EFFECTIVE SOLIDITY, SIGMAe 0.6510E-01
NO. OF PROPELLER BLADES, B 2.000
THRUST COEFFICIENT AT ZERO INCLINATION
CT(1) = 0.000
CT(2) = 0.5000E-01
CT(3) = 0.1000
CT(4) = 0.1200
CT(5) = 0.1400
CT(6) = 0.1500
ADVANCE RATIO
J(1) = 0.000
J(2) = 0.1000
J(3) = 0.2000
J(4) = 0.3000
J(5) = 0.4000
J(6) = 0.5000

OUTPUT DATA

OUTPUT FOR SINGLE-ROTATION PROPELLER
AIRCRAFT-BASED DERIVATIVES
PROPELLER DISC AREA, Sp 3.085 m^2

* BLADE PITCH ANGLE, BETA0 (deg) *

| J | 0.0000 | 0.1000 | 0.2000 | 0.3000 | 0.4000 | 0.5000 |
|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
| CT | ----- | | | | | |
| 0.0000 | 0.0000 | 2.6026 | 5.1944 | 7.7652 | 10.305 | 12.804 |
| 0.0500 | 0.0000 | 9.0166 | 11.563 | 14.076 | 16.547 | 18.966 |
| 0.1000 | 0.0000 | 15.382 | 17.882 | 20.335 | 22.733 | 25.069 |
| 0.1200 | 0.0000 | 17.931 | 20.410 | 22.837 | 25.205 | 27.506 |
| 0.1400 | 0.0000 | 20.487 | 22.945 | 25.345 | 27.681 | 29.945 |
| 0.1500 | 0.0000 | 21.769 | 24.216 | 26.602 | 28.921 | 31.166 |

* dCnref/dalphae (= dCYref/dpsie) (rad-1) *

WARNING: RESULTS PRINTED IN BRACKETS ARE FOR CT>CTmax
(i.e. CT > 2.2*SIGMAe - Eqn.(4.8))

WARNING: BLADE PITCH ANGLE IS LESS THAN 5 Deg.
(RESULTS ARE NOT PRINTED)

WARNING: ADVANCE RATIO IS ZERO
(RESULTS ARE NOT PRINTED)

| J | 0.0000 | 0.1000 | 0.2000 | 0.3000 | 0.4000 | 0.5000 |
|--------|--------|----------|----------|----------|----------|----------|
| CT | ----- | | | | | |
| 0.0000 | - | - | 0.0083 | 0.0109 | 0.0135 | 0.0159 |
| 0.0500 | - | 0.0311 | 0.0247 | 0.0237 | 0.0243 | 0.0255 |
| 0.1000 | - | 0.0600 | 0.0426 | 0.0377 | 0.0360 | 0.0357 |
| 0.1200 | - | 0.0728 | 0.0503 | 0.0435 | 0.0408 | 0.0398 |
| 0.1400 | - | 0.0860 | 0.0581 | 0.0494 | 0.0457 | 0.0440 |
| 0.1500 | - | (0.0928) | (0.0621) | (0.0524) | (0.0482) | (0.0461) |

* -dCnref/dalphae (rad-1) *

WARNING: RESULTS PRINTED IN BRACKETS ARE FOR CT>CTmax
(i.e. CT > 2.2*SIGMAe - Eqn.(4.8))

WARNING: BLADE PITCH ANGLE IS LESS THAN 5 Deg.
(RESULTS ARE NOT PRINTED)

WARNING: ADVANCE RATIO IS ZERO
(RESULTS ARE NOT PRINTED)

| | J | 0.0000 | 0.1000 | 0.2000 | 0.3000 | 0.4000 | 0.5000 |
|--------|---|--------|----------|----------|----------|----------|----------|
| CT | | ----- | | | | | |
| 0.0000 | | - | - | 0.0024 | 0.0026 | 0.0028 | 0.0029 |
| 0.0500 | | - | 0.0099 | 0.0070 | 0.0059 | 0.0053 | 0.0049 |
| 0.1000 | | - | 0.0168 | 0.0109 | 0.0087 | 0.0075 | 0.0067 |
| 0.1200 | | - | 0.0192 | 0.0122 | 0.0096 | 0.0082 | 0.0073 |
| 0.1400 | | - | 0.0215 | 0.0135 | 0.0105 | 0.0089 | 0.0079 |
| 0.1500 | | - | (0.0226) | (0.0140) | (0.0109) | (0.0093) | (0.0081) |

* dCmref/dpsie (rad-1) *

WARNING: RESULTS PRINTED IN BRACKETS ARE FOR CT>CTmax

(i.e. CT > 2.2*SIGMAe - Eqn.(4.8))

WARNING: BLADE PITCH ANGLE IS LESS THAN 5 Deg.

(RESULTS ARE NOT PRINTED)

WARNING: ADVANCE RATIO IS ZERO

(RESULTS ARE NOT PRINTED)

| | J | 0.0000 | 0.1000 | 0.2000 | 0.3000 | 0.4000 | 0.5000 |
|--------|---|--------|----------|----------|----------|----------|----------|
| CT | | ----- | | | | | |
| 0.0000 | | - | - | 0.0148 | 0.0163 | 0.0173 | 0.0180 |
| 0.0500 | | - | 0.0611 | 0.0430 | 0.0362 | 0.0325 | 0.0301 |
| 0.1000 | | - | 0.1036 | 0.0671 | 0.0536 | 0.0461 | 0.0412 |
| 0.1200 | | - | 0.1186 | 0.0754 | 0.0596 | 0.0508 | 0.0451 |
| 0.1400 | | - | 0.1327 | 0.0831 | 0.0650 | 0.0551 | 0.0486 |
| 0.1500 | | - | (0.1393) | (0.0867) | (0.0676) | (0.0571) | (0.0503) |

10 ЛИТЕРАТУРА

- [1] Salah Al Swailem, Application of Robust Control in Unmanned Vehicle Flight Control System Design, Cranfield University, PhD Thesis, 2004.
- [2] Roskam J., Aircraft Design Part 2 (Second Edition), Roskam Aviation and Engineering Corporation Rt4, Ottawa, Kansas, 1989.
- [3] Federal Aviation Regulation Part 23-Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic, and Commuter Category Airplanes, 2002.
- [4] EASA CS-23. Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes, 2015.
- [5] MIL-F-8785C, Military Specification-Flying qualities of Piloted Airplanes, 1980.
- [6] ACSYNT-https://www.nasa.gov/ames/spinoff/aircraft_design_software/
- [7] Advanced Aircraft Analysis-<http://www.darcorp.com/Software/AAA/>
- [8] FLOPS (Flight Optimization System)- <https://software.nasa.gov/software/LAR-18934-1>
- [9] PIANO-<http://www.piano.aero/>
- [10] Danek V., (2002), "Very light airplane longitudinal dynamic stability analysis", Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Vol. 74 Iss 5 pp. 425 – 430. (PODYST_ALFA)
- [11] Chaoqiang, L., (2012), An estimation method for aircraft longitudinal static stability prior to flight test, In The 2nd International conference on computer application and system modeling.
- [12] *Velimirović K. and Velimirović N., 09-10. October, 2014, LASTA AIRCRAFT WITH TURBOPROP ENGINE-DETERMINATION FLIGHT PERFORMANCES, PROGRAM "TURBOLASTAPERF", 6th International Scientific Conference OTEH, pp. 192-197.*
- [13] WSP- <https://software.nasa.gov/software>
- [14] Бајовић М., Нов прилаз у решавању проблема динамике лета летелице са становиштва примене квалитета лета, Докторска дисертација, Машински факултет у Београду, 2002.
- [15] White MD., Effect of Power on the Stick-fixed Neutral Points of Several Single-engine Monoplanes, NACA WR L-24, 1944.
- [16] Weil J. and Sleeman Jr W., Prediction of the effects of propeller on operation of the static longitudinal stability of single-engine tractor monoplanes with flaps retracted, NACA REPORT 941, 1948.
- [17] DSTO-TR-0937. A Correlation between Flight-determined Longitudinal Derivatives and Ground-Based Data for the Pilatus PC 9A Training Aircraft in Cruise Configuration, 2000.
- [18] Nicolosi F., De Marco A. and Della Vecchia P., Stability, flying qualities and longitudinal parameter estimation of a twin-engine CS-23 certified light aircraft, Aerospace Science and Technology, November 2011.
- [19] Goetzendorf-Grabowski T. and Antoniewski T., Three surface aircraft (TSA) configuration – flying qualities evaluation, Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Vol. 88 Iss 2 pp. 277-284, 2016.
- [20] Goetzendorf-Grabowski T. and Figat M., Aerodynamic and stability analysis of personal vehicle in tandem-wing configuration, [Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G Journal of Aerospace Engineering](#) 231(11) , 2146-2162, 2017.
- [21] Marcinkiewicz E. And Goraj Z., The influence of propulsion type on light aircraft spin properties, ESOOSA- Czech aerospace proceedings, 1/2016, page 10-15, 2016.

- [22] Mieloszyk J. and Goetzendorf-Grabowski T., Introduction of full flight dynamics stability constraints in aircraft multidisciplinary optimization, *Aerospace Science and Technology* 68, 252-260, 2017.
- [23] Летелица Врабац и Пегаз представљњих на сајаму наоружања и војне опреме PARTNER (2013, 2015 и 2017 год.), Beograd.
- [24] Cook VM., *Flight Dynamics Principles* (Second edition), Elsevier, Amsterdam, The Netherlands, 2007.
- [25] Kimberlin R., *Flight Testing of Fixed-wing Aircraft*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Virginia, 2003.
- [26] Perkins CD. and Hage RE., *Airplane Performance Stability and Control*, John Wiley & Sons, New York, 1949.
- [27] Etkin B., *Dynamics of Flight Stability and Control* (Third Edition), John Wiley & Sons, New York, 1996.
- [28] USAF Stability and Control DATCOM, McDonnell Douglas Corporation, Douglas Aircraft Division, 1978.
- [29] U.S. NAVAL TEST PILOT SCHOOL FLIGHT TEST MANUAL - FIXED WING STABILITY AND CONTROL, Theory and Flight Test Techniques, Naval air Warfare Center Aircraft Division Patuxen River, Maryland, January 1997.
- [30] Yechout T., 2003, *Introduction to Aircraft Flight Mechanics*. AIAA Education Series.
- [31] Frederick O. Smetana, *Computer assisted analysis of aircraft performance stability and control*, McGraw-Hill, New York, 1984.
- [32] Kozić M., *Application of Computational Fluid Dynamics in Aeronautics*, Vojnotehnički institut, ISSN 1820-3418; vol. 50, br.3, (Kumulativna naučnotehnička informacija), Beograd, 2013.
- [33] James DC., Ratcliff JC., Bodkin JD. at al. Determining the Stability and Control Characteristics of High-Performance Maneuvering Aircraft Using High-Resolution CFD Simulation with and without Moving Control Surfaces, 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons and Aerospace Exposition 07-10. 2013. Grapevine, Texas.
- [34] NASA TN D-5700, Full Scale Wind-tunnel Investigation of the Static Longitudinal and Lateral Characteristics of a Light Single-engine Airplane, 1970.
- [35] NASA/TP-2002-210718, Stability and Control Estimation Flight Test Results for the SR-71 Aircraft with Externally Mounted Experiments, June 2002.
- [36] NASA TN D-8136, Subsonic stability and control derivatives for an unpowered, remotely piloted 3/8 scale F-15 airplane model obtain from flight test, 1976.
- [37] Antonić V, Milenković-Babić M. and Jungić N., Aircraft conceptual design using multidisciplinary optimization, 8th international scientific conference on defensive technologies OTEH 2018, pp. 88-93, 11-12. October, 2018.
- [38] Ilić D., Dević V., Velimirović K., Antonić V. and Milenković-Babić M., Analysis of LASTA Aircraft Improvement by Integration of a Turboprop Pauerplant, 6th International Scientific Conference OTEH, pp. 209-215, 9-10. October, 2014.
- [39] Vlačić S., Development Perspectives of Piston and Turboprop Trainers and Their COIN Derivatives, 5th International Scientific Conference OTEX, pp. 105-111, 18-19. September, 2012.
- [40] Nenadović M., *Stabilnost i upravljivost letelica*, Prvi deo 1, 2 i 3, Mašinski fakultet, Beograd, 1971.

- [41] Nenadović M., *Stabilnost i upravljivost letelica, Drugi deo*, Mašinski fakultet, Beograd, 1971.
- [42] Rendulić Z., *Mehanika leta, Vojnoizdavacki i novinski centar*, Beograd, 1987.
- [43] David R. Merkin., *Introduction to the theory of Stability*, Springer, 1997.
- [44] Zhukovsky N.E., [1948]. *On the Stability of Motion*. In *Collection o/Works* (in Russian), vol. 1, M., Gostekhizdat.
- [45] Routh E.J., [1877]. *A Treatise on the Stability of a Given State of Motion*, London, Macmillan.
- [46] Routh E.J., [1884]. *The Advanced Part of a Treatise on the Dynamics of a System of Rigid Bodies*, London, Macmillan.
- [47] Bryan G.H., *Stability in Aviation*. Macmillan and Co, London, 1911.
- [48] ESDU 86021B, *INTRODUCTION TO AERODYNAMICS DERIVATIVES, EQUATIONS OF MOTION AND STABILITY (With Amendments A and B)*, March, 1987
- [49] Dimitrijević J. and Kovacević P., *Computational modal analysis of the LASTA Aircraft*, Scientific Technical Review, ISSN 1820-0206, 2010, Vol.60, No.2, pp 60-69.
- [50] Cook VM., *Flight Dynamics Principles (Third edition)*, Elsevier, Amsterdam, The Netherlands, 2013.
- [51] Robert C. Nelson, *Aircraft Stability and Automatic Control*, McGraw-Hill, Second edition, 1998.
- [52] Миленковић-Бабић М. и Моловић В., *Авион ЛАСТА-П2 Аеродинамичка испитивања авиона по питању тримера крмила висине и асиметрија закрила*, **В3-0576-И-06**, ВТИ Жарково, Београд, 2015.
- [53] Chaoqiang L., *An Estimation Method for Aircraft Longitudinal Static Stability Prior to Flight Test*, The 2nd International Conference on Computer Application and System Modeling, 2012.
- [54] Daniel Raymer, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, Fifth edition, AIAA education series, 2012.
- [55] Miodrag Milenković-Babić, Marija Samardžić, Vuk Antić, Milica Marjanović, Vanja Stefanović-Gobeljić, (2017) "Longitudinal stability characteristics of the LASTA airplane", *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 89 Issue: 6, pp.911-919.
- [56] Бајовић М. и Моловић В., *Анализа аеродинамичких коефицијената и визуелизација струјања на основу испитива модела авиона "Ласта-95" у аеротунелу Т-35*, В3-0499-А-023, ВТИ Жарково, Београд, 2006.
- [57] Бајовић М. и Моловић В., *Анализа аеродинамичких коефицијената модела авиона "Ласта-95" у циљу одређивања попречно-смерне статичке стабилности и управљивости на основу статичких испитивања у аереотунелу Т-35*, В3-0213-А-023, ВТИ Жарково, Београд, 2005.
- [58] DATA SHEETS., Royal Aeronautical Society of Great Britain (now ESDU).
- [59] Bajović M, Velimirović K, Molović V, Velimirović N., *The analyses of aerodynamical coefficients grounded on wind tunnel and flight tests*, 3th International scientific conference OTEX 2009 on defensive technologies, 08-09. October 2009.
- [60] Samardžić M., Anastasijević Z., Marinkovski D., Isaković J. and Tančić Lj., *Measurement of pitch- and roll-damping derivatives using the semiconductor strain five-component strain gauge balance*, P I MECH ENG G-J AER, Vol. 226, Issue 11, pp. 1401-1411, 2012.

- [61] Ocokoljić G., Ilić B. and Isaković J., Testing of the LASTA-95 aircraft model at high angles of attack in subsonic wind tunnel T-35, 2nd International scientific conference OTEX 2007 on defensive technologies, 03-05. October 2007.
- [62] Samardžić M., Isaković J., Anastasijević Z. and Marinkovski D., Apparatus for measurement of pitch and yaw damping derivatives in high Reynolds number blowdown wind tunnel, *Measurement*, Vol. 46, No. 8, pp. 2457-2466, 2013.
- [63] CLIC2PPSC LTD., 081 Principles of Flight (JAA ATPL theory), *Second edition of manuel*, July 1999.
- [64] Bajović M., Zivanović M., Stojaković P. and Rašuo B., A New General Approach to Airplane Rotation, *Transactions of the Japan Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 53, (180), pp. 130-137, August 2010.
- [65] Илић Б. и Оцокољић Г., Испитивање модела авиона ЛАСТА–95 R 1:5, у аеротунелу Т-35, **V3-2870-II-EA**, Војнотехнички Институт Београд – Жарково, 2005.
- [66] Илић Б. и Оцокољић Г., Наставак испитивање модела авиона ЛАСТА–95 R 1:5, у аеротунелу Т-35, Војнотехнички Институт Београд – Жарково, 2005.
- [67] Оцокољић Г., Испитивање модела авиона ЛАСТА-95 на репном држачу у подзвучном аеротунелу Т-35, у интервалу нападних углова од -18° до $+32^\circ$, **V3-2956-II-025**, Војнотехнички Институт Београд – Жарково, 2007.
- [68] Anton N., Botez R.M. and Popescu D., Stability Derivatives for a Delta-Wing X-31 Aircraft Validated Using Wind Tunnel Test Data, Proceeding of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, Vol. 225, Issue 4, pp. 403-416, 2011.
- [69] Ewa Marcinkiewicz, Zdobyslaw Jan Goraj end Marcin Figat, (2018) "Aerodynamic and flight dynamic interaction in spin", Aircraft Engineering and Aerospace Technology.
- [70] Ocokoljic G., Ilic B. And Isakovic J., Ispitivanje modela aviona LASTA-95 na velikim napadnim uglovima, u aerotunelu T-35, Drugi naučno-stručni skup Odbrambene tehnologije OTEX 2007, 03-05. October, 2007.
- [71] Hall R., Biedron R., Ball D., Bogue D., Chung J., Green B., Grismer M., Brooks G. and Chambers J., Computational Methods for Stability and Control (COMSAC): The Time Has Come, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit 15 - 18 August 2005, San Francisco, California.
- [72] Mader C. and Martins J., Computation of Aircraft Stability Derivatives Using an Automatic Differentiation Adjoint Approach, AIAA JOURNAL Vol. 49, No. 12, December 2011.
- [73] Dean J., Clifton J., Bodkin D. Morton S. and McDaniel D., Determining the Applicability and Effectiveness of Current CFD Methods in Store Certification Activities, 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition 4 - 7 January 2010, Orlando, Florida.
- [74] Dijana Damljanović and Đorđe Vukojević, Supersonično strujno polje u aerotunelima: Specifičnosti i optimizacija merenja relevantnih parametara, Naučnotehnička informacija, Vojnotehnički institute, Beograd, 2017.
- [75] Samardzic M., Anastasijevic Z., Marinkovski D., Ilic B., Damljanovic D., Rajic Z., and Curcic D., Measurement of stability derivatives in Yaw using the forced oscillatory technique, 5th International Scientific Conference OTEX, pp. 126-30, 18-19, September, 2012.

- [76] Samardzić M., Marinkovski D. and Ćurčić D., A forced oscillation system for damping derivative measurement in the T-38 trisonic wind tunnel, 8th international scientific conference on defensive technologies OTEH 2018, pp. 33-38, 11-12. October, 2018.
- [77] Дијана Дамљановић, Тачност мерења параметара струјног поља у суперсоничним аеротунелима, Докторска дисертација, Машински факултет у Београду, 2013.
- [78] Марија Самарцић, Побољшање тачности мерења аеродинамичких дериватива стабилности методим крутих принудних осцилација у аеротунелу великих брзина са надпритиском, Докторска дисертација, Војна академија у Београду, 2010.
- [79] Биљана Илић, Хибридни системи управљања струјањем у аеротунелима великих брзина, Докторска дисертација, Машински факултет у Београду, 2017.
- [80] Jan Roskam, *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls*, Third Editions, DAR corporation, 2001.
- [81] Jan Roskam, *Airplane Design*, Second Editions, Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1989.
- [82] Информације добијене током разговора са коперантом из компаније ALIT, Chaina, 2019.
- [83] Биљана Доватов, Примена нумеричке динамике флуида за одређивање утицаја модификације задњег дела трупа авона Г-4, 3. научно-стручни скуп из одбрамбених технологија, Војнотехнички институт Београд, 08-09. октобар 2009.
- [84] Spalart P.R. and Allmaras S.R., A one equation turbulence model for aerodynamic flows, *La Recherche Aerospatiale*, No. 1, 1994., pp.5-21.
- [85] Bengelink R.L., *The Integration of CFD and Experiment: An Industry Viewpoint*, AIAA Paper 88-2043, AIAA 15th Aerodynamic Testing Conf., San Diego, CA, 1988.
- [86] Козић М, и Доватов Б., Истраживање могућности побољшања квалитета мерења у аеротунелу Т-35 Фаза 2: Коришћење крила затвореног типа на беспилотним летелицама, **V3-0581-II-06**, Војнотехнички Институт Београд – Жарково, 2016.
- [87] Mirko Kozic, Comparison of the Navier-Stokes computations with the experiment for LASTA-95 wing at high angles of attack, *Scientific-Technical Review*, Vol LVI, No 1, 2006.
- [88] Raymer, D., *Dynamic Lift Airship Design Study Final Report (Phase One)*, Conceptual Research Corp., Rept. To Ohio Airship, Inc., Playa del Rey, CA, 2001.
- [89] Миленковић-Бабић М., Даљински пилотиран ваздухоплов ПЕГАЗ - Перформансе, **V3-0736-II-06**, ВТИ Жарково, Београд, 2020.
- [90] Доватов Б., CFD вредности дериватива и полара беспилотне летелице ПЕГАЗ, **V3-0736-II-06**, ВТИ Жарково, Београд, 2020.
- [91] ALIT – Извештај: Aircraft aerodynamic layout design and aerodynamic shape optimization design of Pegasus UAS, Chaina, 2019.
- [92] Jameson, A., *Optimum Aerodynamic Design Using the Navier-Stokes Equations*, AIAA Paper 97-0101, Reno, NV, 1997.
- [93] H. Schlichting (Deceased) and K. Gersten, *Boundary-Layer Theory*, Springer-Verlag Berlin, Heidelberg, 2017.
- [94] Stefanović V., Rašuo B., Ilić I., Antonić V. and Vasić Z., Tailplane Modification of the training Aircraft, 6th *International Scientific Conference OTEH*, pp. 172-178, 09-10. October, 2014.

- [95] Миленковић-Бабић М., Моловић В., Ковачевић П. и Косановић Н., Аеродинамичка испитивања авиона ЛАСТА-П2 по питању финесе, стабилности и предзнака превученог лета, **V3-0574-II-06**, ВТИ Жарково, Београд, 2013.
- [96] Milenković-Babić M., Samardžić M., Stojaković P. and Rašuo. B., Stability characteristics of the single-engine tractor propeller airplane in climb, *Aerosp. Sci. Technol.* 46 (2015) 227–235.
- [97] McCormic B., *Aerodynamics, aeronautics, and flight mechanics* 2nd edition, John Wiley & Sons, New York, 1994.
- [98] ARL-AERO-REPORT-157 by C.A. Martin, Power effects on the longitudinal characteristics of single-engine propeller-driven aircraft, Aeronautical Research Laboratories, Box 4331, P.O., Melbourne, Victoria, 3001, Australia, 1983.
- [99] Babister A.W., 1961, *Aircraft Stability and Control*, Pergamon Press, Oxford.
- [100] Schmidt D., 2012, *Modern flight dynamics*, McGraw-Hill, New York.
- [101] Miodrag Milenković-Babić, (2018) "Propeller thrust force contribution to airplane longitudinal stability", *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 90 Issue: 9, pp.1474-1478, <https://doi.org/10.1108/AEAT-04-2017-0104>.
- [102] Стојаковић П., Васић З., Сарић З. и Кошић Љ., "Ласта 95 - Референтна база геометријских, инерцијалних и моторских података за потребе програмске анализе динамике летелице", **V3-0543-P-023**, ВТИ Жарково, Београд, 2007.
- [103] ESDU 86021B, INTRODUCTION TO AERODYNAMICS DERIVATIVES, EQUATIONS OF MOTION AND STABILITY (With Amendments A and B), March, 1987.
- [104] ESDU 89047, 1991, IN-PLANE FORCES AND MOMENTS ON INSTALLED INCLINED PROPELLERS AT LOW FORWARD SPEEDS (With Amendments A and B).
- [105] **ТОЦ-11-5005**, АВИОН ЛАСТА ДРУГИ ПРОТОТИП – ЕЛАБОРАТ О ЗАВРШНОМ ИСПИТИВАЊИМА ПО АЕРОДИНАМИЦИ, ПОГОНСКОЈ ГРУПИ И СИСТЕМА, Технички опитни центар, Београд – Батајница, 2012.
- [106] Pekmezović S., Jovanović M., Ilić Z., *Flight testing methodology and procedure of spin characteristic on basic training aircraft*, 4th International Scientific Conference on Defensive Technologies, ОТЕН 2011, 06-07. October, Military Technical Institute, Belgrade, SERBIA, pp.128-132.
- [107] Ranjan Vepa, *Flight Dynamics, Simulation, and Control - For Rigid and Flexible Aircraft*, Taylor & Francis Group, 2015.
- [108] Стојаковић П., Сарић З, Блажић М. и Миленковић-Бабић М., Анализа утицаја подвесних средстава на авиону ЛАСТА–95 на уздужну динамичку стабилност, **V3-0567-II-06**, Војнотехнички Институт Београд – Жарково, 2011.
- [109] Nedić, N., UPRAVLJIVOST, OSMOTRIVOST I OSETLJIVOST HIDRAULIČNIH KOMPONENTI I SISTEMA AUTOMATSKOG UPRAVLJANJA, Magistarski rad, Univerzitet u Beogradu, Mašinski fakultet, 1980.
- [110] Milojković P., Živanović M., VAZDUHOPLOVI "LASTA-95" UZDUŽNA STATIČKA STABILNOST I UPRAVLJIVOST, **V3-0488-p-A**, ВТИ Жарково, Београд, 1998.
- [111] Milenković-Babić M., Antonić V., Prodić M., Stefanović-Gobeljić V., Radonjić R. Jovičić S. and Nedić N., Aircraft Lasta Take-Off and Landing Performance, *Scientific Technical Review*, 2019, Vol.69, No.1, pp. 32-38.

- [112] Stojaković P. and Rašuo B., Single propeller airplane minimal flight speed based upon the lateral maneuver condition, *Aerospace Science and Technology*. 49 (2016) 239–249.
- [113] Stojaković P., Velimirović K. and Rašuo B., Single propeller airplane take-off run on the basis of the lateral maneuver limitations, *Aerospace Science and Technology*. 78 (2018) 553–563.

ИЗЈАВА АУТОРА О ОРИГИНАЛНОСТИ ДОКТОРСКЕ ДИСЕРТАЦИЈЕ

Ја, Миодраг Миленковић-Бабић, изјављујем да докторска дисертација под насловом:

Уздужна стабилност и управљивост једномоторног нискокрилца погоњеног елисном погонском групом

која је одбрањена на , Факултет за машинство и грађевинарство у Краљеву Универзитета у Крагујевцу представља оригинално ауторско дело настало као резултат сопственог истраживачког рада.

Овом Изјавом такође потврђујем:

- да сам једини аутор наведене докторске дисертације,
- да у наведеној докторској дисертацији нисам извршио/ла повреду ауторског нити другог права интелектуалне својине других лица,
- да умножени примерак докторске дисертације у штампаној и електронској форми у чијем се прилогу налази ова Изјава садржи докторску дисертацију истоветну одбрањеној докторској дисертацији.

У _____, _____ године,

потпис аутора

ИЗЈАВА АУТОРА О ИСКОРИШЋАВАЊУ ДОКТОРСКЕ ДИСЕРТАЦИЈЕ

Ја, Миодраг Миленковић-Бабић,

ДОЗВОЉАВАМ

не дозвољавам

Универзитетској библиотеци у Крагујевцу да начини два трајна умножена примерка у електронској форми докторске дисертације под насловом:

УЗДУЖНА СТАБИЛНОСТ И УПРАВЉИВОСТ ЈЕДНОМОТОРНОГ НИСКОКРИЛЦА ПОГОЊЕНОГ ЕЛИСНОМ ПОГОНСКОМ ГРУПОМ

која је одбрањена на Факултет за Машинство и Грађевинство у Краљеву

Универзитета у Крагујевцу, и то у целини, као и да по један примерак тако умножене докторске дисертације учини трајно доступним јавности путем дигиталног репозиторијума Универзитета у Крагујевцу и централног репозиторијума надлежног министарства, тако да припадници јавности могу начинити трајне умножене примерке у електронској форми наведене докторске дисертације путем *преузимања*.

Овом Изјавом такође

ДОЗВОЉАВАМ

не дозвољавам¹

¹ Уколико аутор изабере да не дозволи припадницима јавности да тако доступну докторску дисертацију користе под условима утврђеним једном од *Creative Commons* лиценци, то не искључује право припадника јавности да наведену докторску дисертацију користе у складу са одредбама Закона о ауторском и сродним правима.

припадницима јавности да тако доступну докторску дисертацију користе под условима утврђеним једном од следећих *Creative Commons* лиценци:

- 1) Ауторство
- 2) Ауторство - делити под истим условима
- 3) Ауторство - без прерада
- 4) Ауторство - некомерцијално
- 5) Ауторство - некомерцијално - делити под истим условима
- 6) Ауторство - некомерцијално - без прерада²**

У _____, _____ године,

потпис аутора

² Молимо ауторе који су изабрали да дозволе припадницима јавности да тако доступну докторску дисертацију користе под условима утврђеним једном од *Creative Commons* лиценци да заокруже једну од понуђених лиценци. Детаљан садржај наведених лиценци доступан је на: <http://creativecommons.org.rs/>