

**МИНИСТАРСТВО ОДБРАНЕ
УНИВЕРЗИТЕТ ОДБРАНЕ
ВОЈНА АКАДЕМИЈА**



МАСТЕР РАД

**ТЕМА: УТИЦАЈ АЕРОПРОФИЛА И ОБЛИКА КРИЛА НА
АЕРОДИНАМИЧКЕ КАРАКТЕРИСТИКЕ ЛЕТЕЛИЦЕ**

Студент

поручник

Ања Стојменовић, дипл.инж.

Ментор

ванредни професор

др Марија Самарџић, дипл. инж.

Београд, 2026. године

Садржај

1. УВОД	3
2. ГЕОМЕТРИЈСКЕ И АЕРОДИНАМИЧКЕ КАРАКТЕРИСТИКЕ АЕРОПРОФИЛА....	6
2.1. Геометријске карактеристике аеропрофила	6
2.1.1. Средња линија аеропрофила	6
2.1.2. Тетива средње линије	6
2.1.3. Горњака, доњака, нападна и излазна ивица аеропрофила	7
2.1.4. Подела аеропрофила на основу геометријских карактеристика	7
2.2. Аеродинамичке карактеристике аеропрофила	8
2.2.1. Коефицијент узгона аеропрофила	8
2.2.2. Коефицијент отпора аеропрофила	8
2.2.3. Коефицијент момента аеропрофила	8
2.3. Фамилије и класификације аеропрофила	9
2.3.1. NASA аеропрофили са 4 броја	11
2.3.2. NASA аеропрофили са 5 бројева	11
2.3.3. NASA аеропрофили серије 1	12
2.3.3. NASA аеропрофили серије 6	13
2.3.4. NASA аеропрофили серије 7	14
2.3.5. NASA SC суперкритични аеропрофили	15
2.3.6. NASA LS и MS фамилија аеропрофила	15
2.4. Анализа карактеристика аеропрофила у зависности од услова и брзине струјања флуида	16
2.4.1. Особине аеропрофила у подзвучном подручју брзина	16
2.4.2. Особине аеропрофила у кроззвучном подручју брзина	18
2.4.3. Особине аеропрофила у надзвучном подручју брзина	19
2.5. Избор аеропрофила	20
3. ГЕОМЕТРИЈСКЕ И АЕРОДИНАМИЧКЕ КАРАКТЕРИСТИКЕ КРИЛА	22
3.1. Геометријске карактеристике крила	22
3.2. Аеродинамичке карактеристике крила	23
3.3. Облици крила	25
3.3.1. Елиптично крило	25
3.3.2. Правоугаоно крило	26
3.3.3. Трапезно крило	27
3.3.4. Стреласто крило	28
3.3.5. Делта крило	28
3.4. Аеродинамички уређаји за повећање узгона	29
3.4.1. Закрилца	30

3.4.2.	Предкрилца.....	32
3.5.	Аеродинамички уређаји за повећање отпора	34
4.	ПРИМЕР ИЗБОРА АЕРОПРОФИЛА НА ВАЗДУХОПЛОВУ ЛАСТА 95.....	35
4.1.	Тактичко-техничке карактеристике ваздухоплова Ласта 95	35
4.2.	Избор облика крила за ваздухоплов Ласта 95	36
4.3.	Избор аеропрофила за ваздухоплов Ласта 95	37
4.3.1.	Избор аеропрофила у корену крила	47
4.3.2.	Избор аеропрофила на крају крила	48
4.4.	Дискусија о избору облика крила и аеропрофила	49
5.	ЗАКЉУЧАК	50
	ЛИТЕРАТУРА	52

1. УВОД

Од давних времена, човеком је управљала жеља да истражи непознато. Временом се та жеља мењала, па је у почетку била истраживање непознатог које је на дохват руке. Како су се територије знања освајале, тако се круг непознанице ширио, да би у једном тренутку достигао и висине. Од првих идејних решења средстава која би могла достигнути одређену висину, а притом неко извесно време ту висину и задржати, до данашњих, није прошло много година, али је прошло много идеја. Конструктивна решења по настанку летелица обухватала су што једноставнију изведбу од доступних, најчешће природних материјала. Било је потребно само створити површину која ће омогућити одређено трајање лета. Први конструктори се нису много бавили тиме да ли је та површина аеродинамички оптимизована на начин да пружи што економичнији лет који одговара задатој намени.

Од првог успешног лета браће Рајт до данашњег дана прошао је век и четврт. У том, релативно, кратком временском периоду остварен је огроман помак како у трајању лета, тако и у висинама које су достигнуте. Летелице нису више експозиционог карактера, већ су, са убрзаним временом, постале ствар потребе. То је омогућено развијањем и напредовањем једне посебне гране науке која се зове аеродинамика.

Аеродинамички прорачуни представљају први корак у пројектовању летелице. Сасвим сигурно је да без њих не би било могуће никакво упуштање у конструисање средстава на које је утицај аеродинамичких параметара толико истакнут. Један од главних предмета аеродинамичких испитивања су свакако површине које омогућавају лет било којег средства.

Крило јесте основна аеродинамичка површина која услед опструјавања флуида генерише силу узгона, због чега се и назива узгонском површином. Крило је у почетку било направљено од природних материјала, мале масе, довољно да омогући одређену стабилност летелице на малим висинама. Како су се временом промениле тежње и жеље за већом брзином, већим долетом, стабилнијим и економичнијим летом, крило је прошло кроз различите периоде развијања. Данас оно представља аеродинамичку површину која у зависности од карактеристика лета које је потребно остварити, може имати различите облике. Стога данас постоје елиптично, правоугаоно, трапезно, стреласто и делта крило. Који ће облик крила бити употребљен при пројектовању највише зависи од тога за шта је намењена та летелица, у којим подручјима брзина и висина ће проводити свој оперативни век, као и од тога којом је погонском групом летелица погоњена. Полазна

тачка за одређивање аеродинамичких карактеристика крила јесте његов попречни пресек, односно аеропрофил.

Аеропрофил је попречни пресек крила чијим опструјавањем долази до генерисања аеродинамичких сила. У почетним крилним конструкцијама он је био једноставног облика закривљене равне плоче довољан да генерише силу узгона потребну за лет. Даљом жељом за остваривање већих висина и брзина, али и стабилности при лету, посебна пажња се окренула на истраживање геометријских карактеристика аеропрофила, као и на то какве се аеродинамичке карактеристике могу постићи. Почетком 20. века ова истраживања сводила су се на испитивања првих стандардизованих аеропрофила на институтима у Великој Британији и Немачкој. Аеропрофили који су били предмети ових истраживања карактерисале су геометријске карактеристике као што су велика закривљеност и релативна дебљина, погодне за остваривање што већих вредности узгона, али отпора. Прва систематска истраживања серија аеропрофила реализована су у институту National Advisory Committee for Aeronautics – NACA (данашња National Aeronautical and Space Administration - NASA). Овим истраживањима је настала прва серија стандардизованих аеропрофила са дефинисаним системом означавања, што је омогућило да ова серија буде и најзаступљенија на ваздухопловним конструкцијама. Како се облик крила бира у зависности од намене летелице и подручја брзина на којима врши свој оперативни рад, слична правила се примењују и за избор аеропрофила. У зависности од тога какве је аеродинамичке карактеристике потребно остварити техничким захтевима, од тога ће зависити и какав ће аеропрофил бити. Овај избор директно утиче на понашање летелице у различитим режимима лета, и зато представља незаобилазан корак при пројектовању различитих ваздухопловних конструкција.

У наставку рада биће представљене геометријске и аеродинамичке карактеристике аеропрофила. Посебан осврт биће направљен на промену аеродинамичких карактеристика аеропрофила у зависности од брзине струјања флуида. Биће обрађена класификација аеропрофила, са акцентом на стандардизоване аеропрофила фамилије NACA, као и на њихов систем означавања. На крају сегмента о аеропрофилима биће извршена систематизација параметара који се користе при избору аеропрофила за конкретну летелицу.

Затим ће бити обрађена тема крила и његових геометријских и аеродинамичких карактеристика. Потом какви све облици крила постоје и којој области се примењују.

Такође, биће објашњена механизација крила и који све уређаји постоје за промену аеродинамичких карактеристика летелице.

На крају рада, биће извршен одабир аеропрофила и облика крила на примеру летелице Ласта 95. Тиме ће бити дат увид како тактичко – техничке карактеристике ваздухоплова имају утицај на избор аеропрофила и облика крила за конкретну летелицу, али и како одговарајући избор утиче на оптимизацију реализације постављених захтева за остваривање конкретних карактеристика летелице.

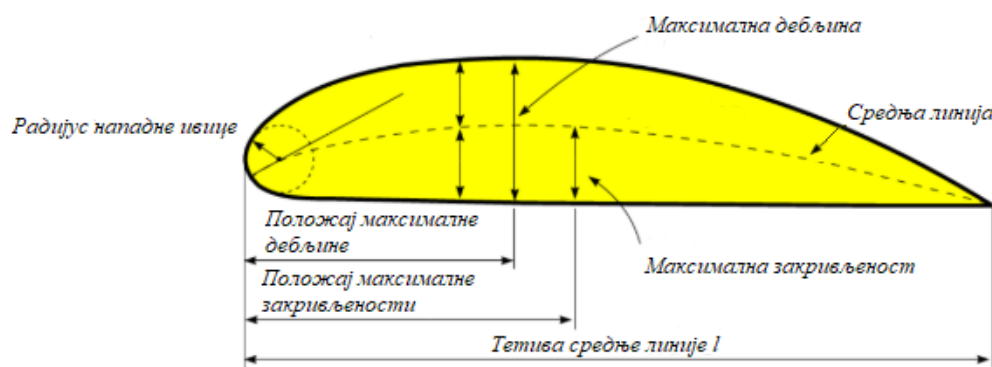
2. ГЕОМЕТРИЈСКЕ И АЕРОДИНАМИЧКЕ КАРАКТЕРИСТИКЕ АЕРОПРОФИЛА

Аеропрофилом се сматра попречни пресек опструјаваног тела, најчешће крила и командиних површина на ваздухоплову, који приликом кретања кроз ваздух генерише аеродинамичке силе.

2.1. Геометријске карактеристике аеропрофила

Аеропрофил је у потпуности геометријски дефинисан уколико је позната његова средња линија и расподела дебљине дуж средње линије. [1, стр. 212]

На слици 1 представљене су геометријске карактеристике аеропрофила.



Слика 1: Геометријске карактеристике аеропрофила

2.1.1. Средња линија аеропрофила

Средња линија аеропрофила је крива која спаја нападну и излазну ивицу аеропрофила. Она је притом и геометријско место средишњих тачака свих тетива аеропрофила које граде исте углове са горњаком и доњаком. Величине које су карактеристичне за средњу линију су максимална кривина C_{max} и место где се максимална кривина налази x_c .

2.1.2. Тетива средње линије

Иако је средња линија неопходна за дефинисање аеропрофила, у пракси се користи њена тетива, односно тетива средње линије. То је најкраће растојање између нападне и излазне ивице аеропрофила, а које уједно спаја крајње тачке средње линије и означава се са l .

Оно што се у пракси највише користи за геометријско одређивање аеропрофила су односи поменутих величина са тетивом средње линије проценутално изражених и то према следећем:

- релативна максимална дебљина $(d/l)_{max}$,
- место релативне максималне дебљине $(x/l)_d$,
- релативна максимална кривина $(c/l)_{max}$,
- место релативне максималне кривине $(x/l)_c$,
- релативна вредност полупречника заобљења предње ивице $(r/l)_o$,
- релативна вредност полупречника заобљења задње ивице $(r/l)_i$.

2.1.3. Горњака, доњака, нападна и излазна ивица аеропрофила

Поред овога, важно је дефинисати и x_c, y_c и θ_o , односно апсцису, ординату и нагиб тангенте у свакој тачки средње линије. За одређивање положаја горњаке и доњаке аеропрофила користе се следећи изрази:

$$x_g = x_c - y_t \sin \theta \quad (1)$$

$$y_g = y_c + y_t \sin \theta \quad (2)$$

за координате горњаке аеропрофила, и

$$x_d = x_c + y_t \sin \theta \quad (3)$$

$$y_d = y_c - y_t \sin \theta \quad (4)$$

за координате доњаке аеропрофила.

У изразима 1-4 величина y_t представља ординате симетричног аеропрофила који је намењен као основа за расподелу дебљине аеропрофила, а које су уједно вертикалне на средњу линију.

Нападна ивица аеропрофила дефинисана је дијаметром нападне ивице. Величина радијуса круга нападне ивице даје се у табелама за сваки аеропрофил.

Такође је и излазна ивица дефинисана дијаметром заобљења. Као податак за излазну ивицу аеропрофила у табелама се даје центар круга заобљења.

2.1.4. Подела аеропрофила на основу геометријских карактеристика

На основу геометријских карактеристика аеропрофили могу бити следећи:

- на основу кривине деле се на аеропрофиле: мале кривине $(c/l)_{max}$ од 0 – 2%, средње кривине $(c/l)_{max}$ од 2 – 4% и велике кривине $(c/l)_{max} > 4\%$;
- на основу релативне дебљине деле се на танке $(d/l)_{max}$ од 0 до 8%, средње $(d/l)_{max}$ од 8 до 12% и дебеле $(d/l)_{max} > 12\%$.

2.2 Аеродинамичке карактеристике аеропрофила

Тетива средње линије користи се као реперна величина у одређивању аеродинамичких карактеристика аеропрофила, а оне су: коефицијент узгона, коефицијент отпора и коефицијент момента.

2.2.1. Коефицијент узгона аеропрофила

Коефицијент узгона аеропрофила одређује се на основу израза (5):

$$C_z = \left(\frac{dC_z}{d\alpha} \right) (\alpha - \alpha_n) = a_0 \alpha_a \quad (5)$$

Угао између тетиве средње линије и правца непоремећеног струјања је геометријски нападни угао α , док је α_n угао између тетиве средње линије и линије нултог узгона. Угао α_a је аеродинамички нападни угао, док је $\left(\frac{dC_z}{d\alpha} \right) = a_0$ градијент криве узгона.

2.2.2. Коефицијент отпора аеропрофила

Коефицијент отпора аеропрофила у случају када се услови стишљивости могу занемарити се израчунава према следећем:

$$C_{x0} = C_{x0min} + \Delta C_{x0} \quad (6)$$

У изразу (6), C_{x0min} представља минимални коефицијент отпора, док ΔC_{x0} компонента која зависи од нападног угла, а која зависи од односа $\frac{C_z - C_{zopt}}{C_{zmax} - C_{zopt}}$. У пракси се такође може срести и израз (7):

$$C_{x0} = C_{x0min} + 0,01(C_z - C_{zopt})^2 \quad (7)$$

Минимални коефицијент отпора и оптимални коефицијент узгона су вредности које се добијају из табеле о конкретном аеропрофилу, док се вредност коефицијента узгона израчунава.

2.2.3. Коефицијент момента аеропрофила

У циљу дефинисања коефицијента момента аеропрофила, неопходно је првенствено дефинисати тачке око којих се исти посматра. Стога, као аеродинамичка карактеристика аеропрофила истичу се и аеродинамички центар и центар потиска.

Аеродинамички центар је тачка око којег је коефицијент момента независан од нападног угла. [1, стр. 216]

Када су у питању танки аеропрофили, он се налази на четвртини тетиве средње линије од нападне ивице, док се код стварних аеропрофила налази у опсегу од 22 до 26% тетиве средње линије. Утицај на положај аеродинамичког центра има Махов број, док је утицај Рејнолдсовог броја знатно мањи.

Центар потиска дефинисан је као место где делује резултујућа аеродинамичка сила, и он се мења са нападним углом. Ипак, ради лакшег инжењерског рада, резултујућа аеродинамичка сила редукује се на аеродинамички центар, а као последица те редукције јавља се моменат око аеродинамичког центра. Једначина за израчунавање момента око аеродинамичког центра је израз (8):

$$M_{ac} = -R_N(x_{cp} - x_{ac}) \quad (8)$$

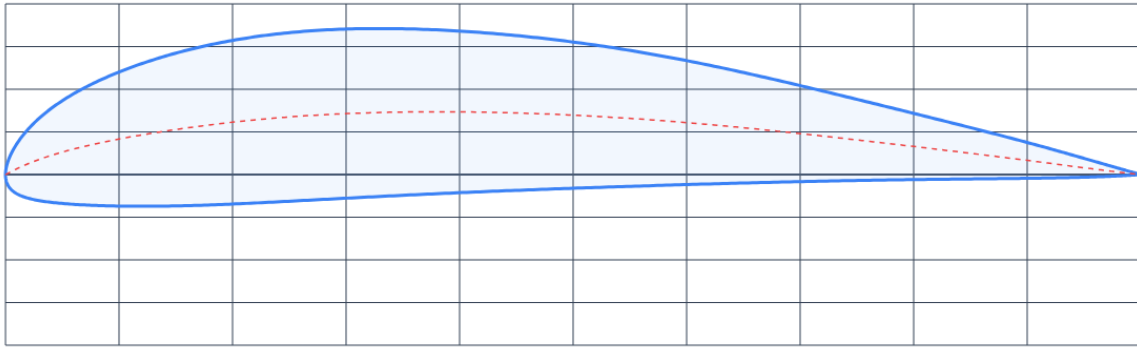
Уколико се израз (8) подели са производом динамичког притиска и тетиве средње линије, добија се израз (9) за израчунавање коефицијента момента око аеродинамичког центра, а у функцији коефицијента узгона аеропрофила:

$$C_{mac} = -C_z \left(\frac{x_{cp}}{l} - \frac{x_{ac}}{l} \right) \quad (9)$$

Из израза (9) се добија положај центра потиска у процентима тетиве средње линије од нападне ивице $\frac{x_{cp}}{l}$, као и положај аеродинамичког центра у процентима тетиве средње линије од нападне ивице $\frac{x_{ac}}{l}$.

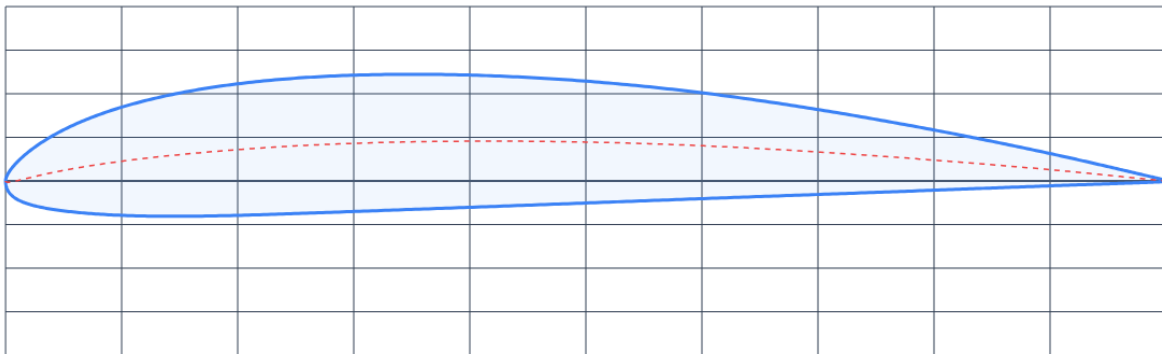
2.3 Фамилије и класификације аеропрофила

Као што је већ поменуто, експериментални и аналитички развој аеропрофила почиње још 1915. године, када је у Немачкој почело прво испитивање аеропрофила. Тада су на институту у Göttingen испитивани аеропрофили карактеристични по великом радијусу нападне ивице и по веома танкој излазној ивици. Њихова ознака била је Gö __ __, од којих су најпознатији Gö 387 и Gö 398. Аеропрофили типа Gö користили су се највише на немачким ваздухопловима у Првом и Другом светском рату, док је данас њихова употреба сведена на израду крила једрилица. На слици 2 представљен је аеропрофил Gö 387.



Слика 2: Аеропрофил Gö 387, [2]

Убрзо након аеропрофила типа Gö, 1922. године развијена је и испитана серија аеропрофила типа Clark В, Х, Y, Z, од којих је најпознатији тип Clark Y. Карактеристичан је по равној доњаци, што је омогућавало релативно лаку израду целокупне конструкције крила. На слици 3 представљен је изглед аеропрофила Clark Y.



Слика 3: Аеропрофил Clark Y, [3]

Даљим развојем технологије и потребом за аеропрофилима који имају што оптималније аеродинамичке карактеристике, 1935. године у институту National Advisory Committee for Aeronautics – NASA (данашња National Aeronautical and Space Administration - NASA), испитују се аеропрофили чија је употреба данас најзаступљенија. Обзиром на то, у наставку поглавља биће објашњена класификација NASA аеропрофила.

Аеропрофили NASA могу се сврстати у више група, а оне су означене као аеропрофили са 4 и 5 бројева, као и аеропрофили серије 1, 6 и 7, затим суперкритични аеропрофили, као и профили намењени малим или средњим брзинама.

2.3.1. NASA аеропрофили са 4 броја

NASA аеропрофили са 4 броја су прва серија која је развијена 1932. године. Код њих је расподела дебљине иста, односно средња линија је права, а максимална дебљина иста. Четвороцифрена ознака 1234 означава следеће:

1. цифра представља максималну кривину средње линије у % тетиве средње линије
2. цифра представља положај максималне кривине у десетинама тетиве средње линије
3. и 4. представљају максималну дебљину у % тетиве средње линије.

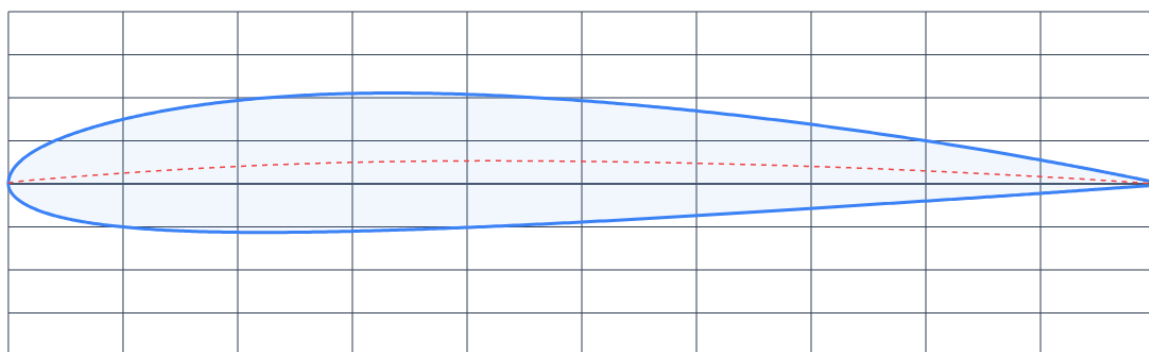
На пример, NASA 2412 је аеропрофил са следећим карактеристикама:

2 – максимална кривина средње линије је 2% тетиве

4 – положај максималне кривине је на 40 % тетиве

12 – максимална дебљина износи 12 % тетиве.

На слици 4 представљен је изглед аеропрофила NASA 2412.



Слика 4: Аеропрофил NASA 2412, [4]

Поред овог означавања, често се може срећи и модификација у означавању, као на пример код NASA 4312-34, где се добијају и додатни подаци о радијусу нападне ивице (у овом случају он је 3% тетиве), као и положај максималне дебљине (у овом случају он је 40% тетиве).

Ова серија аеропрофила примењује се на ваздухопловима опште намене, као и на школској авијацији.

2.3.2. NASA аеропрофили са 5 бројева

Код серије петоцифрених NASA аеропрофила, петоцифрена ознака 12345 чита се на следећи начин:

1. цифра представља максималну кривину средње линије, а C_{zi} износи 0,15 првог броја
2. и 3. цифра представљају положај максималне кривине када се исте помноже са $\frac{1}{2}$

4. и 5. цифра представљају максималну дебљину у % тетиве.

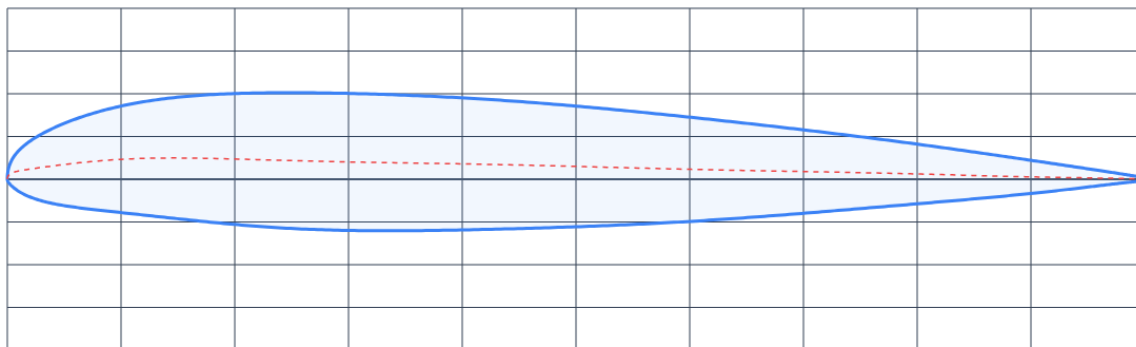
То значи да аеропрофил NASA 23012 означава следеће:

2 – максимална кривина средње линије је приближно 2% тетиве, а $C_{zi} = 2 * 0.15 = 0,3$

30 – положај максималне кривине је на $30 * \frac{1}{2} = 15\%$ тетиве

12 – максимална дебљина је 12% тетиве.

На слици 5 представљен је изглед аеропрофила NASA 23012.



Слика 5: Аеропрофил NASA 23012, [5]

Расподела дебљине аеропрофила за серију четвороцифрених и петоцифрених аеропрофила дата је функцијом (10):

$$\pm y = 0.2696\sqrt{x} - 0,1260x - 0,3156x^2 + 0,2843x^3 - 0,1015x^4 \quad (10)$$

2.3.3. NASA аеропрофили серије 1

Идејна замисао при развоју ових аеропрофила била је да се оствари мали отпор са пожељном расподелом притиска дуж аеропрофила. Самим тим, код ове серије место минималног притиска налази се на 60% тетиве од нападне ивице.

Систем означавања ове серије може се видети на примеру симетричног аеропрофила NASA 16-012, и то:

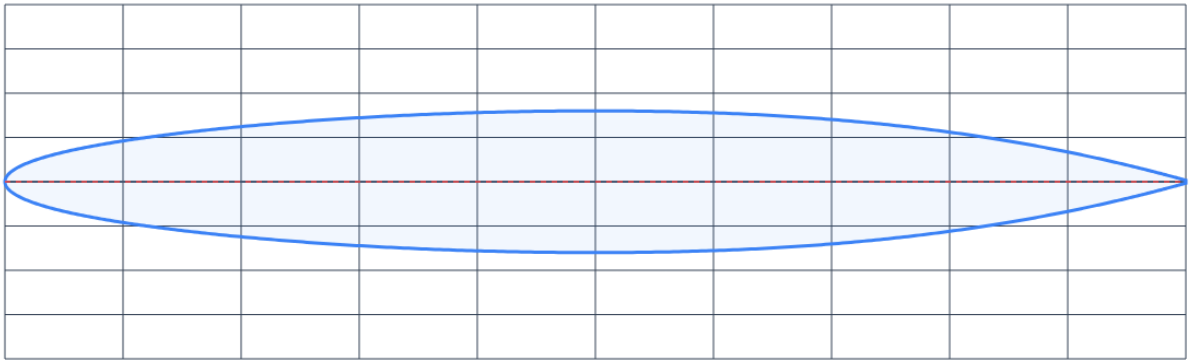
1 – ознака серије

6 – удаљеност од нападне ивице до положаја минималног притиска за симетрични аеропрофил при нултом узгону је 60% тетиве

0 – пројекти коефицијент узгона је 0

12 – максимална дебљина 12% тетиве.

На слици 6 представљен је аеропрофил NASA 16-012.



Слика 6: Аеропрофил NACA 16-012, [6]

2.3.3. NACA аеропрофили серије 6

Аеропрофили ове серије су једни од најзаступљенијих на ваздухопловним конструкцијама. Систем означавања види се на примеру NACA 64₁-212 $x/l = a = 0.5$:

6 – ознака серије

4 – минимални притисак је на 40% тетиве

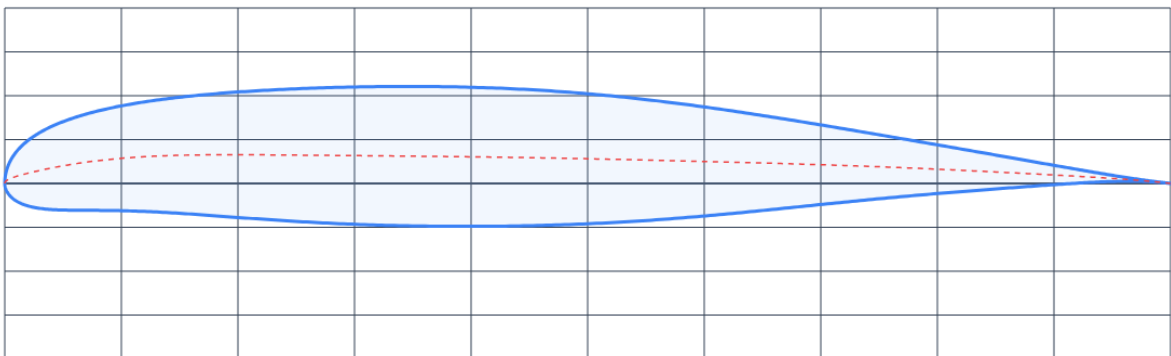
1 – коефицијент отпора је близу своје минималне вредности у области коефицијента узгона за 0,1 C_z испред и иза C_{zi}

2 – изабрани коефицијент узгона аеропрофила је $C_{zi} = 0,2$

12 – максимална дебљина је 12% тетиве

Вредност $a = 0,5$ представља карактер искоришћене средње линије, односно место где расподела престаје да буде униформна и почиње да линерано опада до излазне ивице. У случају да ова вредност није дата, узима се вредност $a = 1.0$, што значи да је искоришћена средња линија која даје униформну расподелу притиска.

На слици 7 представљен је аеропрофил NACA 64₁-212 $a=0.5$.



Слика 7: Аеропрофил NACA 64₁-212 $a=0.5$, [7]

Поред ових, аеропрофили ове серије могу имати расподелу дебљине која је добијена варијацијом дебљине неког другог аеропрофила, као у случају $NACA\ 65\ (212)\ 318\ a = 0,5$. У овом случају, први број представља област коефицијента узгона за мали коефицијент отпора, а други и трећи број означавају дебљину првобитног аеропрофила. Такође, постоји и варијанта ове серије аеропрофила где су горњака и доњака конструисане тако да од места на 80% тетиве до излазне линије представљају праву линију. Ознака ове серије аеропрофила је 64A, као у случају $NACA\ 64A-215$.

2.3.4. $NACA$ аеропрофили серије 7

Аеропрофили ове серије у мање су заступљени од аеропрофила серије 6. Њихова особина је што је ламинарни гранични слој дужи на доњаци него на горњаци аеропрофила, а означавање се види на примеру $NACA\ 747A\ 415$, где је:

7 – ознака серије

4 – до 40% тетиве на горњаци је подручје повољног градијента притиска

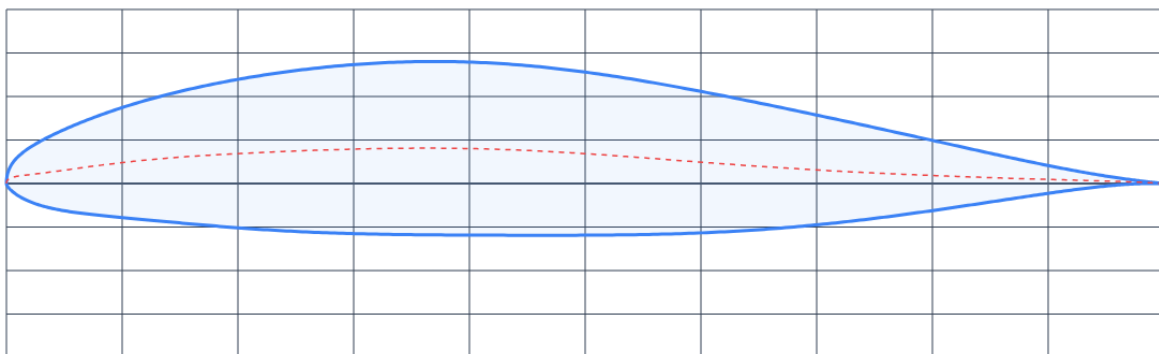
7 – до 70% тетиве на доњаци је подручје повољног градијента притиска

4 – изабрани коефицијент узгона је $C_{zi} = 0,4$

15 – максимална дебљина је 15% тетиве.

Словна ознака А код ове серије аеропрофила представља да постоји разлика у средњој линији и расподели дебљине.

На слици 8 представљен је аеропрофил $NACA\ 747A\ 415$.



Слика 8: Аеропрофил $NACA\ 747A\ 415$, [8]

2.3.5. NASA SC суперкритични аеропрофили

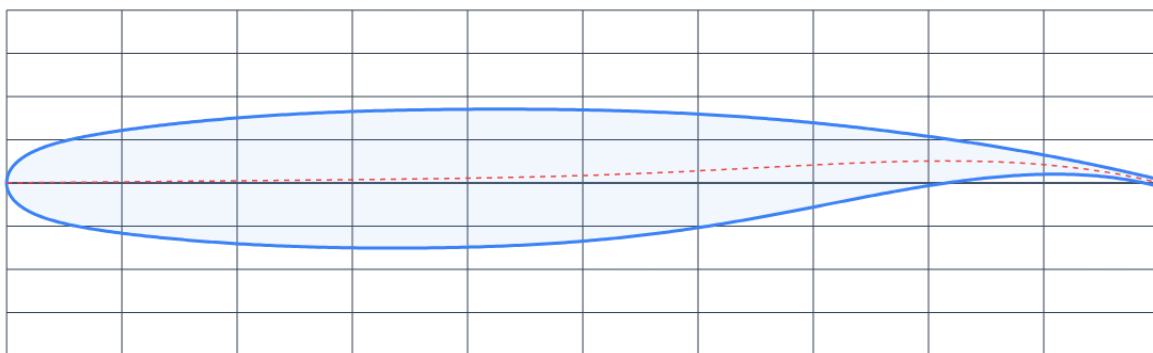
Идејна замисао код ове серије аеропрофила је да се повећање коефицијента отпора услед стишљивости флуида дешава на већим подзвучним брзинама. Систем означавања види се на примеру NASA SC (2) – 0612, а овај аеропрофил представљен је на слици 9:

SC – суперкритични

(2) – развојну фазу

06 – пројектовани коефицијент узгона је 0,6

12 – максимална релативна дебљина је 12%.



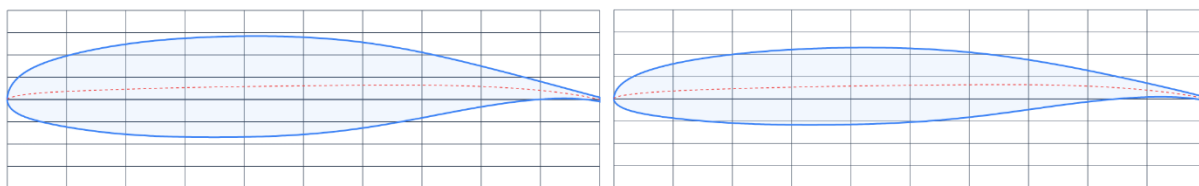
Слика 9: Аеропрофил NASA SC (2) -0612, [9]

2.3.6. NASA LS и MS фамилија аеропрофила

Ова фамилија аеропрофила намењена је општој авијацији, а развијала се паралелно са суперкритичним аеропрофилима. Називи LS и MS потичу од тога којој су брзини намењени, па је тако LS – *low speed* – малим подзвучним брзинама, а MS – *medium speed* – средњим подзвучним брзинама. Најкарактеристичнији аеропрофили из ове фамилије су GA (W) – 1 и GA (W) – 2, а систем означавања је следећи:

GA (W) – 1 – *General aviation Witcomb*, је заправо NASA LS (1) – 0417 и означава да је аеропрофил намењен малим подзвучним брзинама, чији је пројектни коефицијент узгона 0,4, а максимална дебљина 17% тетиве;

GA (W) – 2 – *General aviation Witcomb*, је заправо NASA LS (1) – 0413 и означава да је аеропрофил намењен малим подзвучним брзинама, чији је пројектни коефицијент узгона 0,4, а релативна дебљина 13%.



Слика 10: Аеропрофили NASA LS (1) – 0417 и NASA LS (1) – 0413, респективно, [10], [11]

2.4. Анализа карактеристика аеропрофила у зависности од услова и брзине струјања флуида

Брзина струјања флуида у зависности од вредности Маховог броја може бити подвучена, крозвучна и надзвучна. У наставку биће посматране аеродинамичке карактеристике аеропрофила и њихова промена у зависности од брзине струјања флуида око аеропрофила коначне дебљине.

2.4.1. Особине аеропрофила у подзвучном подручју брзина

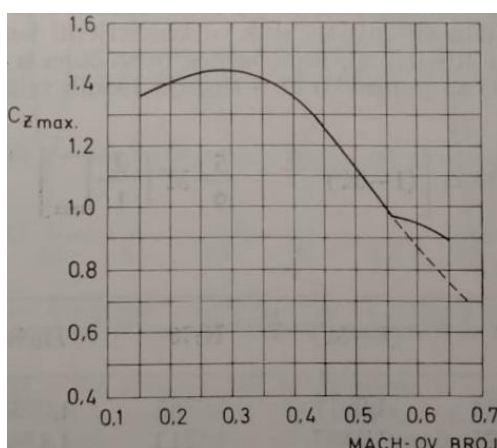
Прандтл-Глауретови обрасци за добијање вредности коефицијента притиска, узгона и момента аеропрофила у стишљивом флуиду представљени су у изразима (11), (12) и (13), респективно:

$$C_{pc} = \frac{C_p}{\sqrt{1 - M_\infty^2}} \quad (11)$$

$$C_{zc} = \frac{C_z}{\sqrt{1 - M_\infty^2}} \quad (12)$$

$$C_{mc} = \frac{C_m}{\sqrt{1 - M_\infty^2}} \quad (13)$$

Експериментална испитивања у аеротунелу показала су добра поклапања промене коефицијента узгона са порастом вредности Маховог броја са Прандтл-Глауретовим обрасцем до вредности 0,7, с тим да се ово односи на аеропрофиле мале и средње дебљине. [1, стр. 237]



Слика 11: Промена максималног коефицијента узгона са Маховим бројем, [1, стр. 239]

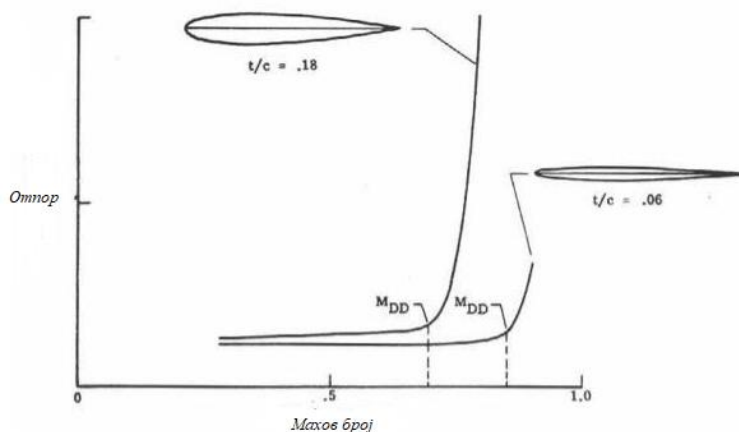
На слици 11 представљена је промена максималног коефицијента узгона који је употребљив са Маховим бројем. Ту се јасно може уочити да је код малих вредности

Маховог броја до 0,2, утицај истог на максимални коефицијент узгона мали. Насупрот томе, са повећањем вредности Маховог броја у области подзвучног струјања, јасно се може уочити нагли пад максималног коефицијента узгона. Поред тога, на вредност максималног коефицијента узгона, а при малим вредностима Маховог броја, већи утицај има Рејнолдсов број, док је у инверзној ситуацији утицај супротан.

Коефицијент момента аеропрофила је променљива вредност под утицајем стишљивости флуида. Као реперна тачка приликом посматрања промене коефицијента момента најчешће се користи четвртина тетиве посматраног аеропрофила. Иако се за промену коефицијента момента не може са сигурношћу користити образац Прандтл-Глаурета, он се може применити на коефицијент момента нултог узгона, чија се вредност у теорији не мења, али у пракси то није случај. Како коефицијент момента нултог узгона зависи и од релативне дебљине аеропрофила, настао је образац Хилтона (14), који у обзир узима и максималну релативну дебљину:

$$C_{mos} = C_{mo} \left(\frac{1}{\sqrt{1 - M_\infty^2}} + \frac{5}{9} M^5 \left(\frac{d}{l} \right)_{max} \right) = C_{mo} H \quad (14)$$

Промена коефицијента отпора са порастом вредности Маховог броја умногоме зависи и од максималне релативне дебљине, као и њеног положаја. На слици 12 представљена је промена коефицијента отпора са Маховим бројем а у зависности од максималне релативне дебљине аеропрофила.



Слика 12: Промена коефицијента отпора аеропрофила са Маховим бројем у зависности од положаја максималне дебљине аеропрофила, [12]

Са слике 13 види се да после одређене вредности Маховог броја, коефицијент отпора креће нагло да расте и исти се дешава код аеропрофила веће релативне дебљине. Што се

тиче зависности положаја максималне релативне дебљине аеропрофила, она указује на то да ће скок коефицијента отпора наступити касније код аеропрофила са већом вредношћу положаја, али да ће након тог скока раст коефицијента отпора бити много већи него код аеропрофила са мањом вредношћу положаја максималне релативне дебљине аеропрофила.

2.4.2. Особине аеропрофила у кроззвучном подручју брзина

Како би промена аеродинамичких карактеристика аеропрофила у кроззвучној области брзина била што јаснија, неопходно је дефинисати појаве које се дешавају на горњаци и доњаци аеропрофила у овом подручју брзина.

Кроззвучно подручје брзина представља област у којој су локални Махови бројеви мањи или већи од јединице, и условно се може узети да је то област Махових бројева између 0,8 и 1,2. Потребно је напоменути да ова област варира у зависности од геометрије аеропрофила.

Када се у кроззвучном струјању вредност Маховог броја расте у односу на критични Махов број, на горњаци аеропрофила настаје локална област где је Махов број већи од 1 и где је струјање надзвучно. У том случају, струјање не може из надзвучног прећи у подзвучно без наглих промена које се на горњаци аеропрофила рефлектују преко нормалног ударног таласа. Иза ударног таласа долази до изразитог задебљања граничног слоја или до његовог отцепљења, што за резултат има нагли пораст коефицијента отпора и пад коефицијента узгона. Махов број при којем долази до великог скока вредности коефицијента отпора назива се Махов број дивергенције отпора. Његова вредност је увек већа од вредности критичног Маховог броја, и узима се да је увећање од 10 до 15%. Поред овог, дефинише се и Махов број дивергенције узгона. До наглог пада коефицијента узгона долази када се на доњаци аеропрофила ударни талас помера ка излазној ивици, док је на горњаци положај ударног таласа непромењен. Као последица постојања локалних надзвучних брзина праћених нормалним ударним таласом, долази до изразитог пада коефицијента узгона. Раст коефицијента узгона настаје у тренутку померања нормалног ударног таласа на горњаци ка излазној ивици, чиме област испред ударног таласа постаје област надзвучних брзина, па као последица раста потпритиска на горњаци аеропрофила, долази и до раста коефицијента узгона.

Изразит утицај Махових бројева у овој области брзина могу се приметити и на промену коефицијента момента, као и положај центра потиска. Ово је резултат померања положаја ударних таласа на горњаци и доњаци аеропрофила. У случају када је

непромењен положај ударног таласа на горњаци, а када се положај ударног таласа на доњаци креће све више ка излазној ивици, долази до померања центра потиска ка нападној ивици, самим тим и до момента пропињања. Даљим повећањем Маховог броја, долази до стварања веће области надзвучног струјања на горњаци аеропрофила, самим тим и до померања центра потиска ка излазној ивици, а што за последицу има настајање момента обрушавања.

Најизразитији утицај на промене аеродинамичких карактеристика имају геометријске карактеристике, и то релативна максимална дебљина и кривина аеропрофила. На основу експерименталних испитивања установљено је да долази до повећања критичног Маховог броја и Маховог броја дивергенције узгона и отпора уколико се смањује релативна дебљина код исте фамилије аеропрофила. [1, стр. 249]

Утицај кривине аеропрофила израженији је на промену коефицијента момента око четвртине тетиве. Он се повећава код закривљених аеропрофила.

2.4.3. Особине аеропрофила у надзвучном подручју брзина

За одређивање аеродинамичких коефицијената аеропрофила у надзвучној области брзина користи се више метода.

Метода ударних и експанзионих таласа посматра сваки равни део аеропрофила као посебну површину и за њу се одређује притисак који на исту делује. Ова метода даје довољно тачне вредности коефицијената узгона и отпора, њена мана је што се не могу добити довољно тачни аналитички изрази за аеродинамичке коефицијенте. [1, стр. 266]

Акеретова линеарна теорија је апроксимативна метода која служи за одређивање аеродинамичких карактеристика танких аеропрофила у надзвучном струјном пољу. Ова метода такође посматра аеропрофиле при јако малим нападним угловима, стога ударни таласи који се јављају на аеропрофилу могу се апроксимирати са Маховим таласом. Уколико се посматра идеални флуид у надзвучном подручју брзина, за танки аеропрофил важе следеће релације:

$$C_z = \frac{4\alpha}{\sqrt{M_1^2 - 1}} \quad (15)$$

$$C_{x0} = \frac{4\alpha}{\sqrt{M_1^2 - 1}} + \frac{4\left(\frac{d}{l}\right)^2}{\sqrt{M_1^2 - 1}} \quad (16)$$

На основу релације (15), јасно се види да Акерет сматра да коефицијент узгона танког аеропрофила у надзвучном струјању не представља зависност од дебљине и кривине аеропрофила. Релација (16) приказује да се коефицијент отпора састоји из две

компоненте, где друга компонента директно зависи од квадрата максималне релативне дебљине аеропрофила. У реалном, вискозном флуиду, изразу (16) додаје се и компонента отпора насталог од површинског трења.

Што се тиче коефицијента момента, према Акерету око позиције на $\frac{1}{2}$ тетиве, он је за све нападне углове једнак нули. Самим тим се аеродинамички центар увек налази на $\frac{1}{2}$ тетиве средње линије.

Дакле, на основу ових прорачунских метода аеродинамички коефицијенти опадају са повећањем Маховог броја за исте нападне углове. Коефицијент отпора састоји се из три компоненте, од којих једна зависи од геометријске карактеристике аеропрофила, а друга од површине аеропрофила. Коефицијент узгона за мале нападне углове не зависи од облика аеропрофила, а коефицијент момента за све симетричне аеропрофиле је једнак нули, док се положај аеродинамичког центра налази на 50% тетиве средње линије у области надзвучног струјања.

2.5. Избор аеропрофила

Не постоји универзална методологија при избору аеропрофила која се може применити на сваки ваздухоплов. Избор треба да представља компромис између аеродинамичких и конструктивних карактеристика летелице. Ипак, за избор аеропрофила постоје одређени подаци који су потребни, и то су:

- Узгонска површина крила;
- Висина крстарења која зависи од врсте и намене ваздухоплова;
- Брзина крстарења;
- Махов број крстарења;
- Средња прорачунска маса ваздухоплова;
- Коефицијент узгона на режиму крстарења.

Осим потребних података, постоји одређена систематизација параметара чији се избор врши приликом избора аеропрофила, а то су:

- Избор релативне дебљине аеропрофила у корену и на крају крила. Вредности релативне дебљине зависи од намене летелице, а вредност у корену и крају крила може бити константа, најчешће код правоугаоног облика крила, или може варирати;
- Аеропрофил са што мањим минималним коефицијентом отпора, а поготово у опсегу коефицијента узгона на режиму крстарења и режиму максималних брзина;

- Аеропрофил са што мањом вредношћу односа локалне брзине и брзине лета, а у циљу повећања критичног Маховог броја;
- Аеропрофил са максималним односом коефицијента узгона и отпора како би финеса ваздухоплова била што већа;
- У зависности од режима лета и захтева летелице, аеропрофил треба да има максимални фактор пењања и максимални фактор долета, а у зависности од тога који је режим лета значајнији у складу са наменом ваздухоплова;
- Аеропрофил чији је максимални коефицијент узгона што већи;
- Аеропрофил код којег је вредност коефицијента момента око аеродинамичког центра што мања;
- Аеропрофил код којег је вредност градијента узгона већа.

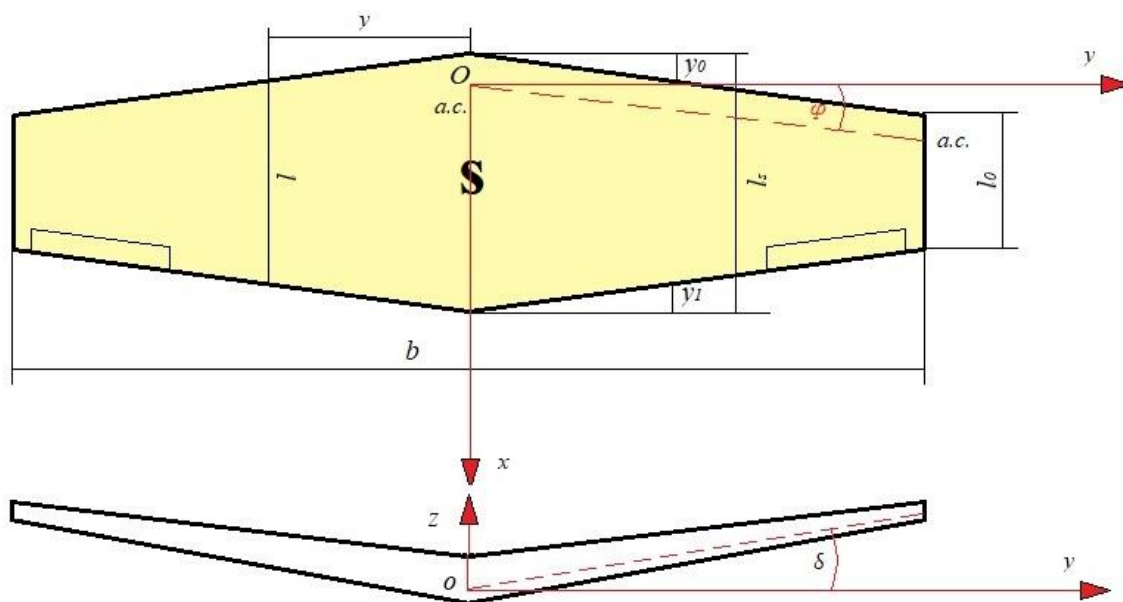
Из наведене систематизације постављених захтева при избору аеропрофила, јасно се може видети да су неки захтеви међусобно контрадикторни. То значи да не постоји оптимални аеропрофил који може испунити све постављене захтеве, већ да тај избор дефинитивно треба да представља компромис између свих постављених захтева.

3. ГЕОМЕТРИЈСКЕ И АЕРОДИНАМИЧКЕ КАРАКТЕРИСТИКЕ КРИЛА

Крило представља основну узгонску површину неког ваздухоплова. Оно се састоји од истих или различитих еволутивних аеропрофила дуж његовог размаха. У наставку поглавља биће дефинисане аеродинамичке и геометријске карактеристике крила коначног размаха.

3.1. Геометријске карактеристике крила

На слици 13 представљене су све геометријске карактеристике крила коначног размаха.



Слика 13: Геометријске карактеристике крила коначног размаха

Аеродинамичка површина крила $-S-$ је површина највеће пројекције крила на раван која је нормална на раван симетрије ваздухоплова.

Размах крила $-b-$ представља растојање од једног до другог краја крила, и за све типове крила се дефинише не идентичан начин.

Тетива крила $-l-$ је произвољна тетива на неком растојању од равни симетрије. Уз њу се дефинишу и тетива у равни симетрије $-l_s-$, као и тетива на крају крила l_0 . Поред тога, за дефинисање крила потребно је познавати и појам средње геометријске тетиве $-l_{sgt}-$ она представља однос аеродинамичке површине и размаха крила, и исто се израчунава за све типове крила. Поред геометријске, постоји и средња аеродинамичка тетива $-l_{sat}-$ она се налази у тежишту полукрила, независно од његовог облика. То је тетива

замишљеног правоугаоног крила исте површине на коју делују исти аеродинамички моменти као и на стварно крило.

Угао стреле крила $-\varphi$ је угао који настаје између линије аеродинамичких центара која спаја све аеродинамичке центре локалних аеропрофила и нормалне на раван симетрије.

Угао дидедра или прегиба $-\delta$ је угао који настаје између линије аеродинамичких центара и нормалне на раван симетрије повучене из аеродинамичког центра.

Виткост крила $-\lambda$ представља однос квадрата размаха и аеродинамичке површине крила, а може се и израчунати преко односа размаха и средње геометријске тетиве.

Поред наведених карактеристика крила, потребно је напоменути и дефинисати појам витоперења крила, које може бити геометријско и аеродинамичко. Геометријско витоперење настаје када је крило конструисано од еволутивног низа аеропрофила из исте серије, али чије линије нултог узгона формирају неки угао – угао витоперења. Код аеродинамичког витоперења, крило је конструисано из аеропрофила различитих серија, а угао нултог узгона разликује се у корену и на крају крила. Витоперење може бити и мешовито, и представља комбинацију претходна два.

Сужење крила $-n$ представља однос тетиве на крају крила и тетиве у равни симетрије.

3.2. Аеродинамичке карактеристике крила

За дефинисање и одређивање аеродинамичких карактеристика крила биће коришћено Глауретово решење основне једначине једнокрилца. На основу овог, једначина за израчунавање коефицијента узгона крила дата је изразом (17):

$$C_z = \int_{-b/2}^{b/2} \frac{c_z q_0 l dy}{q_0 S} = \frac{a_{0s} l_s}{S} \int_0^\pi \sum_{n=1}^{\infty} A_n \sin n\theta \cdot \frac{b}{2} \sin \theta d\theta \quad (17)$$

Даљим решавањем претходног израза добија се (18):

$$C_z = \frac{a_{0s} l_s \pi b}{4S} A_1 \quad (18)$$

Из релације (18) види се да коефицијент узгона крила пропорционалан коефицијенту A_1 и да не зависи од осталих чланова Фуријеовог реда.

Као последица јављања секундарног опструјавања на крајевима крила, коефицијент отпора, у случају крила коначног размаха, има додатну компоненту, а она је индуковани отпор. За крило са елиптичном расподелом циркулације, када је ова компонента отпора минимална, она се израчунава према следећем:

$$C_{xi} = \frac{C_z^2}{\pi\lambda} = \frac{C_z^2}{\pi\lambda_e} \quad (19)$$

Индуковани отпор је обрнуто пропорционалан виткости крила, односно са повећањем виткости индуковани отпор се смањује.

У изразу (19) λ_e представља ефективну виткост крила и она се израчунава према релацији (20):

$$\lambda_e = \lambda e = \frac{\lambda}{1 + \delta} \quad (20)$$

У претходно наведеном изразу δ представља корективни фактор за крила другог облика које није елиптично. Он је увек позитиван, што даље имплицира да сви остали облици крила имају већи индуковани отпор. Поред овог, постоји и корективни фактор за индуковани нападни угао и он се означава са τ . За вредности ових корективних фактора, постоје таблице.

Дакле, коефицијент отпора крила израчунава се према релацији (21), док је вредност C_{x0} позната из релације (7):

$$C_x = C_{x0} + C_{xi} \quad (21)$$

Из претходно наведене релације јасно се види да је коефицијент отпора крила са елиптичном расподелом циркулације заправо збир коефицијента отпора локалног аеропрофила и индукованог отпора.

Уколико се посматра невитоперено елиптично крило, градијент криве узгона израчунава се према (22):

$$a = a_0 \frac{1}{1 + \frac{a_0}{\pi\lambda}} \quad (22)$$

Иако претходно наведени образац важи само за невитоперено елиптично крило, са довољном приближношћу се може употребити и код других облика крила. Уколико се у изразу (22), за вредност a_0 у именитељу узме да она износи 2π , добије се релација (23):

$$a = a_0 \frac{\lambda}{\lambda + 2} \quad (23)$$

А уколико се уместо константе 2, узме вредност између 2.5 и 3, добијају се још боља поклапања са вредностима добијеним из праксе. [1, стр. 305]

Када на одређеном месту на полуразмаху, локални аеропрофил достигне максимални коефицијент узгона, тада долази до иницијалног одвајања струје ваздуха. Постизањем

максималног коефицијента узгона на локалном аеропрофилу, дошло је достигања истог и самог крила, што важи за све облике крила, осим за елиптично крило. Даљим повећавањем нападног угла крила дошло би до повећања области отцепљења струје и до неминовног пада узгона крила. Уколико се коефицијент узгона дефинише путем Шренкове методе, онда он гласи:

$$C_z = C_b + C_a C_z \quad (24)$$

У релацији (24) C_a је коефицијент адитивне расподеле узгона за вредност $C_z=1$, док је C_b коефицијент узгона базичне расподеле. У случају дефинисања максималног коефицијента узгона локалног аеропрофила, релација (25) гласи:

$$c_{zmax} = c_a C_{zmax} + c_b \quad (25)$$

Дакле, максимални коефицијент узгона крила одређује се према (26):

$$C_{zmax} = \left[\frac{c_{zmax} - c_b}{c_a} \right]_0^{b/2} \Big|_{min} \quad (26)$$

На основу једначине (26) добија се место првобитног отцепљења струје на полуразмаху, а уједно и вредност максималног коефицијента узгона крила.

За аналитичко израчунавање критичног нападног угла крила користи се израз (27):

$$\alpha_{kr} = \alpha_{krm} - \alpha_{nm} + \alpha_{ns} - \varepsilon_{km} + \alpha_{im} \quad (27)$$

У изразу (27), вредности са индексом m односе се на место одвајање струје, а са индексом s на аеропрофил у равни симетрије.

3.3. Облици крила

Геометрија крила може бити изведена у различитим формама, односно облицима. Какав облик крила ће бити изабран за одређену летелицу, првенствено зависи од тога какви су аеродинамички захтеви постављени. У наставку поглавља биће обрађени различити облици крила, као и то на каквом типу авијације се најчешће примењују.

3.3.1. Елиптично крило

У претходном делу рада, аеродинамичке карактеристике летелице махом су биле посматране на крилу са елиптичном обликом. Разлог томе је што се елиптично крило сматра најповољнијим крилом у погледу аеродинамике. Оно што издваја овај облик крила од осталих је што има скоро идеалну расподелу узгона дуж размаха крила. Ово даље повлачи да је индуковани коефицијент отпора код елиптичног крила знатно мањи него код других облика крила. Најпознатија летелица која је имала овај облик крила је

Супермарин Спитфајер, ваздухоплов који је био коришћен за време Другог светског рата, а који је представљен на слици 14.



Слика 14: Авион са елиптичним обликом крила Супермарин Спитфајер, [13]

Ипак, и поред најповољнијих аеродинамичких карактеристика које неки облик крила може да пружи, елиптично крило је због свог комплексног изгледа, изузетно скупо за израду. Из тог разлога су много више заступљенија крила са правоугаоним и трапезним обликом.

3.3.2. Правоугаоно крило

Правоугаоно крило или крило без стреле, је облик крила који најбоље аеродинамичке карактеристике постиже на малим и средњим брзинама струјања. Овакво крило генерише велики узгон при полетању и слетању, што значи да је дужина полетне и слетне стазе краћа. Такође, пружа изузетну стабилност и манервабилност при малим брзинама, због чега се користи на школској и спортској авијацији. Једноставан облик крила омогућава и једноставну израду, стога је и најекономичније крило за конструкцију. Мана је што при већим подзвучним брзинама генерише велики отпор дуж размаха, па се самим тим не може користи на путничкој и борбеној авијацији. Изглед правоугаоног крила представљен је на слици 15.



Слика 15: Авион са правоугаоним обликом крила Утва 75, [14]

3.3.3. Трапезно крило

Трапезно или сужено крило је крило код којег се тетива постепено смањује од корена ка крају крила. Оно представља компромис између остваривања аеродинамичких карактеристика као код елиптичног крила, али за једноставну конструкцију и јефтинију израду. Овакво крило има много бољи однос узгона и отпора, и код њега је индуковани отпор знатно мањи у односу на правоугаоно крило. Аеродинамичке карактеристике трапезног крила омогућавају економичнији лет, због чега је овај облик крила један од најзаступљенијих, како у путничке, тако и у војне сврхе. Мана код поменутог облика крила је што уколико је сужење превелико, односно прелази однос тетиве у корену према тетиви на крају од 1,7:1, крило може ући у превлачење, чиме се смањује његова управљивост. [1, стр. 343]

На слици 16 представљен је ваздухоплов са трапезним обликом крила.



Слика 16: Авион са трапезним обликом крила П-51 Мустанг, [15]

3.3.4. Стреласто крило

Стреласто крило је крило код којег нападна ивица крила може бити нагнута унапред или уназад у односу на уздужну осу ваздухоплова, односно крило може имати стрелу унапред или стрелу уназад. Како је код стреластог крила са стрелом уназад струјање ваздуха усмерено од корена ка врху, тако се одвајање струјница прво догађа на крајевима крила. Као последица одвајања струјница на крајевима крила јавља се сваљивање на крило у превученом лету. Ово даље за последицу има појаву израженог момента пропињања, где ваздухоплов тежи да сам повећава нападни угао и улази у даље превлачење.

Оваква геометрија крила такође омогућава повећање критичног Маховог броја, што даље омогућава лет на већим подзвучним и надзвучним брзинама. Лет на великим надзвучним брзинама омогућен је и смањењем таласног отпора. Геометрија и израда стреластог крила су изузетно сложене, и захтевају употребу додатних аеродинамичких уређаја. Оне често представљају компромис између аеродинамичких карактеристика ваздухоплова на великим брзинама и истих на малим брзинама. Овај облик крила најзаступљенији је на војним млазним ваздухопловима. На слици 17 представљен је ваздухоплов са стреластим обликом крила.



Слика 17: Авион са стреластим обликом крила Боинг Б-52, [16]

3.3.5. Делта крило

Делта крило је крило код којег је однос тетива у корену и на крају крила једнак нули. Овај облик крила омогућава остваривање повољних аеродинамичких карактеристика са

малом тежином. Оштра нападна ивица омогућује формирање стабилних вртлога, што даље омогућава остваривање великог узгона при великим нападним угловима.

Како се максимални коефицијент узгона постиже при великим нападним угловима, видљивост пилота из кабине се смањује, а у циљу остваривања критичног нападног угла при слетању потребан је врло висок стајни трап. [1, стр. 366]

За разлику од осталих облика крила, код делта крила је изузетно изражена слабија ефикасност при малим брзинама. Последица тога је потреба за већим нападним угловима и веће брзине слетања и полетања.

Овај облик крила најзаступљенији је код надзвучних ловачких авиона, код одређених путничких авиона, као и код одређених ракета. На слици 18 представљен је ваздухоплов са делта крилом.



Слика 18: Авион са делта крилом Конкорд, [17]

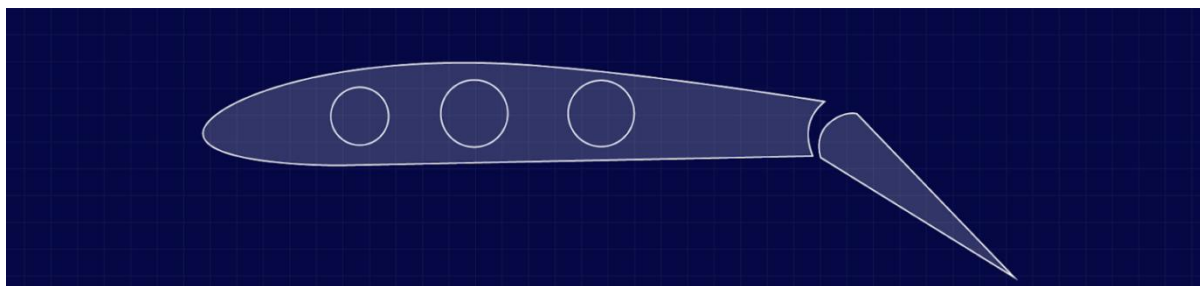
3.4. Аеродинамички уређаји за повећање узгона

Како би дошло до повећања узгона ваздухоплова, потребно је смањити минималну брзину лета. До смањивања минималне брзине долази се тако што се повећа максимални коефицијент узгона. Ово се може остварити путем аеродинамичких уређаја за повећање узгона, а то су закрилца, предкрилца и крилца.

3.4.1. Закрилца

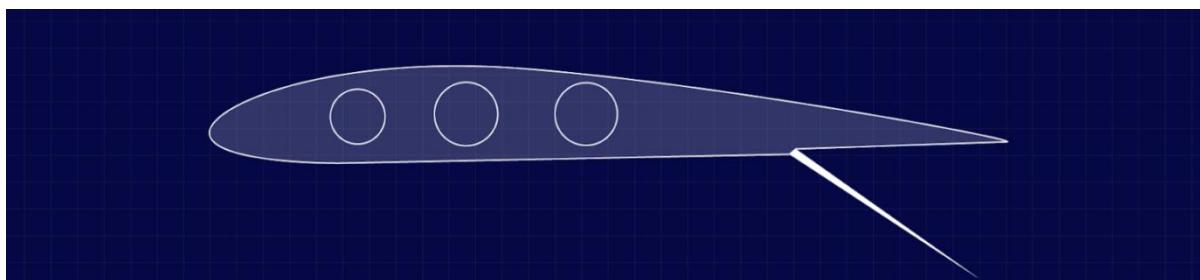
Закрилце је аеродинамички уређај за повећање узгона који је покретни део на излазној ивици крила и чији се покрет врши у виду отклањања наниже. Намена овог уређаја је да у својој области простирања повећа максимални коефицијент узгона локалних аеропрофила. Са повећањем максималног коефицијента узгона, расте и отпор, као и момент пропињања. Постоје различите врсте закрилаца у зависности од конструкцијских изведби и принципа рада.

- Обично закрилце или закрилце кривине – покретан део крила на излазној ивици који се okreће око фиксиране обртне осе, и чијим отклањањем не настаје процеп. Принцип рада овог закрилца је да се повећање коефицијента узгона дешава науштрб повећања кривине аеропрофила, а самим тим и циркулација, отуда и име закрилце кривине. Користи се на ултралакој авијацији, ретко на савременим ваздухопловима. На слици 19 представљен је овај тип закрилца.



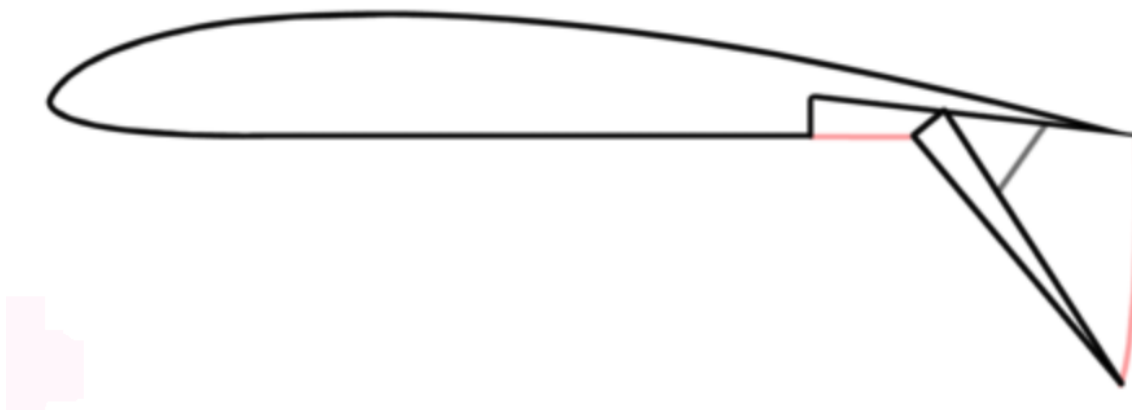
Слика 19: Закрилце кривине, [18]

- Закрилце типа равна плоча или закрилце Шренк – изведено је као равна плоча на доњаци крила у области излазне ивице. Она се отклања око сопствене обртне осе, чиме се ствара расцеп између конструкције крила и закрилца. Повећање узгона се врши повећањем кривине доњаке. Иако има изузетно једноставну конструкцију, ретко се примењује на савременим ваздухопловима јер при већим угловима отклона се доста повећава коефицијент отпора. На слици 20 представљен је овај тип закрилца.



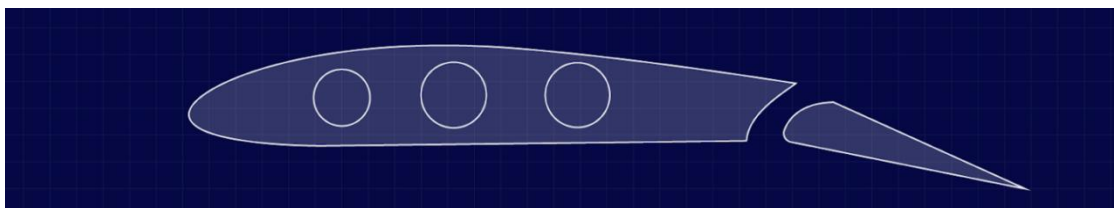
Слика 20: Закрилце типа Шренк, [18]

- Закрилце Зап – овај тип закрилца је изузетно сличан закрилцу Шренка, само што се овај типа закрилца равне плоче приликом отклањања помера своју обртну тачку мало уназад. Овим се повећава ефективна површина крила, а принцип повећавања коефицијента узгона је исти као код закрилца Шренка. На слици 21 представљен је овај тип закрилца.



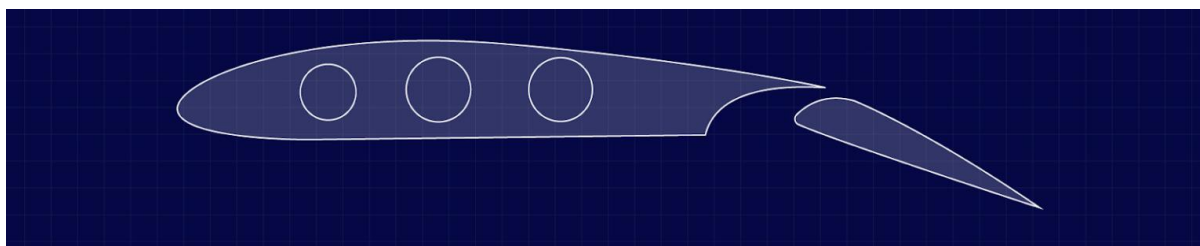
Слика 21: Закрилце Зап, [19]

- Закрилце са процепом – уређај за повећање узгона код којег приликом отклањања долази до настајања процепа између носа закрилца и самог крила. Коефицијент узгона код овог типа закрилца повећава се на основу контроле граничног слоја кроз расцеп, отклоном се повећава кривина аеропрофила и повећања ефективне површине крила. Овај тип закрилца може бити конструкцијски изведено са више процепа. Користи се на свим типовима авијације. На слици 22 представљен је овај тип закрилца.



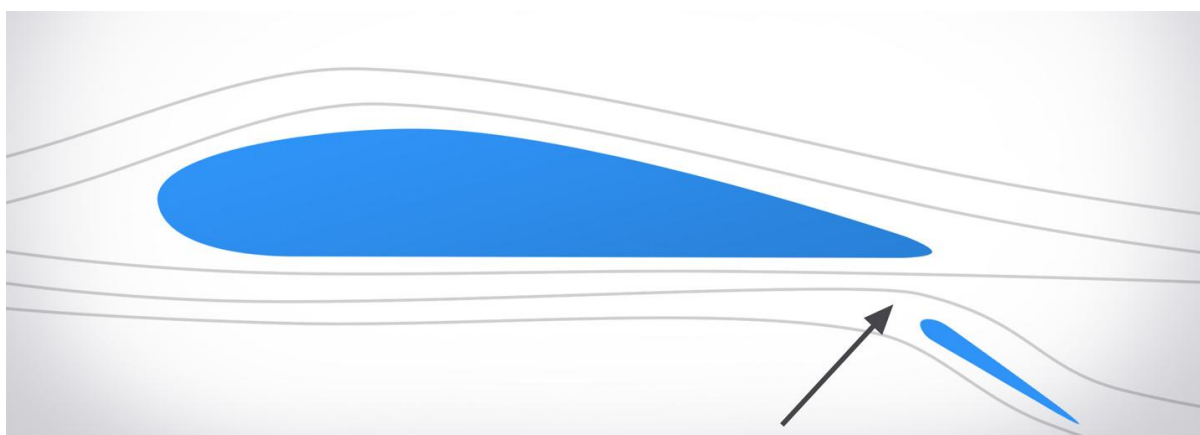
Слика 22: Закриле са процепом, [18]

- Закрилце Фовлер – представља изведбу закрилца са процепом, али се код овог типа обртна тачка помера помоћу специјалних клизача уназад, чиме се отклон закрилца врши постепено. До повећања коефицијента узгона долази по истом принципу као и код закрилца са процепом, само што је изведба овог конструкцијски знатно сложенија. Као и у претходном случају, овај тип закрилца примењује се на скоро свим типовима авијације. На слици 23 представљен је овај тип закрилца.



Слика 23: Закрилце Фовлер, [18]

- Закрилце Јункерс – изведба закрилца са процепом које је стално извучено дуж читаве излазне ивице крила. Користило се на авијацији за време Другог светског рата, док се на савременој авијацији скоро и не користи. На слици 24 представљен је овај тип закрилца.

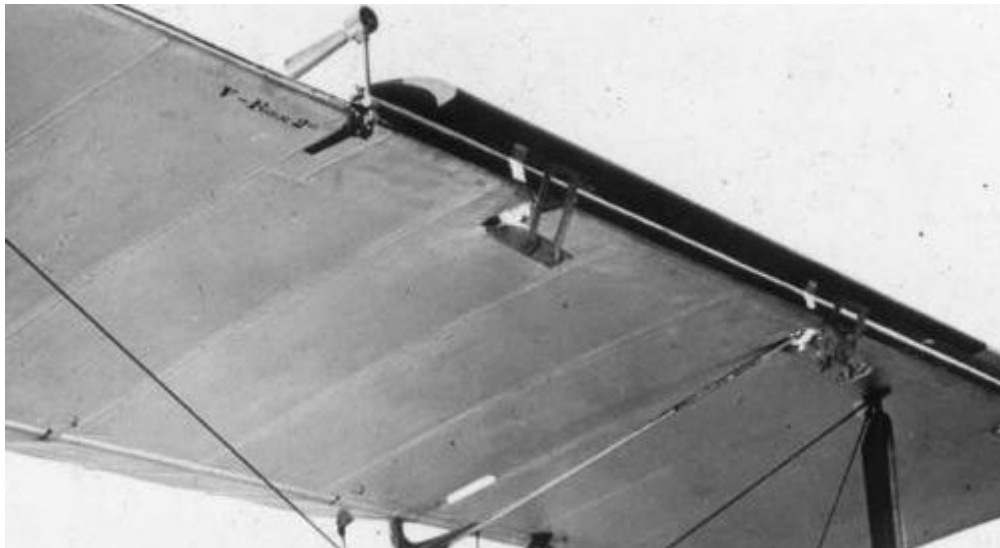


Слика 24: Закрилце Јункерс, [20]

3.4.2. Предкрилца

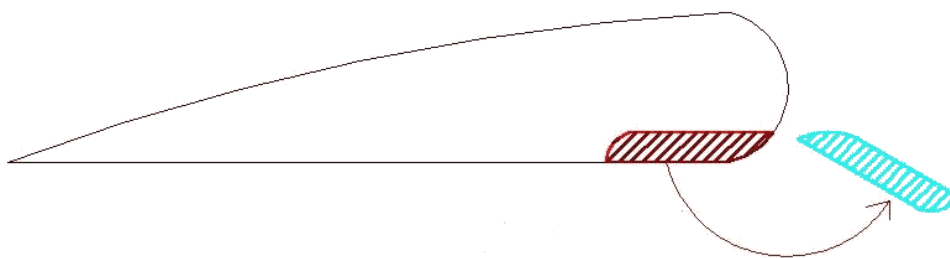
Предкрилце је аеродинамички уређај за повећање узгона који се налази на нападној ивици крила. Услед постојања процепа између предкрилца и крила, струја ваздуха се убрзава и даје додатну енергију граничном слоју у области нападне ивице. Тиме долази до повећања како максималног коефицијента узгона, тако и критичног нападног угла. Према начину рада могу бити фиксна, аутоматска и командована. Постоје следећи типови предкрилаца:

- Предкрилце типа Хендли-Пејџ – у првим изведбама принцип рада овог преткрилца био је контрола граничног слоја. У савременим изведбама, отклон овог предкрилца може ићи и до 60 степени, и принцип рада је повећање кривине. Користи се од лаких до путничких ваздухоплова. На слици 25 представљен је овај тип предкрилца.



Слика 25: Предкрилце Хендли-Пеџи, [21]

- Кригерово предкрилце – налази се на доњој страни нападне ивице крила, чије се отклањање догађа унапред око обртне тачке на нападној ивици. Своју примену је нашло на савременој путничкој авијацији јер представља једноставно, а ефикасно решење. На слици 26 представљен је овај тип предкрилца.



Слика 26: Кригерово предкрилце, [22]

- Носно крилце – налази се на нападној ивици крила, а функционише тако што се отклони носни део аеропрофила наниже око фиксне обртне тачке. Овим долази до повећања кривине крила у области нападне ивице. Користи се код млазних, борбених авиона јер и при великим брзинама нема велики утицај на повећање отпора. На слици 27 представљен је овај тип предкрилца.



Слика 27: Носно крилце, [23]

3.5. Аеродинамички уређаји за повећање отпора

Намена ваздушних кочница је да реализују повећање отпора без других последица на авион и на његову стабилност и управљивост. На савременој авијацији постоји више различитих типова изведбе ваздушних кочница у зависности од конструкцијских могућности. Уколико су оне постављене на горњаци крила испред закрилаца називају се спојлери. На слици 28 представљена је ваздушна кочница која се налази на трупцу ваздухоплова.



Слика 28: Ваздушна кочница, [24]

4. ПРИМЕР ИЗБОРА АЕРОПРОФИЛА НА ВАЗДУХОПЛОВУ ЛАСТА 95

У претходним поглављима обрађиване су теме аеропрофила и крила са својим карактеристикама. Разлог томе је лакше разумевање вршења избора истих за одређену летелицу. У наставку рада биће дат пример избора аеропрофила и облика крила за летелицу Ласта 95.

4.1. Тактичко-техничке карактеристике ваздухоплова Ласта 95

Ласта 95 је школски авион намењен за реализацију обуке пилота. Користи се за основну летачку обуку, навигацијско и акробатско летење, као и за обуку у коришћену наоружања. Авион је погоњен клипно – елисном моторском групом, која је намењена баш за акробатско летење.

Овај авион пројектован је у три различите верзије и то Ласта 95 Н, Ласта 95 В-54 и Ласта 95 П-2. Прва верзија намењена је основној обуци пилота са акцентом на релативно мале трошкове експлоатације. Друга верзија овог ваздухоплова намењена је за обуку војних пилота, са могућношћу опремања наоружањем. Трећа верзија је слична другој, разлика је у томе што код ње постоје одређене модификације у склоповима јер је иста пројектована и конструисана за извоз. На слици 29 приказана је друга верзија летелице Ласте 95 која ће бити предмет избора аеропрофила и облика крила у наставку рада.



Слика 29: Авион Ласта 95 В-54, [25]

Основне карактеристике авиона Ласта 95 дате су табели 1.

Карактеристике летелице Ласта 95	
Број чланова посаде	2
Дужина	7,965 m
Размах	9,72 m
Висина	2,84 m
Површина крила	12,9 m ²
Маса празног авиона	888 kg
Максимална полетна маса	1150 kg
Погонска група	1 Lycoming AEIO-580-81A
Снага мотора	232 kW
Елиса	Двокрака, метална Hartzell, променљивог корака
Максимална брзина	345 km/h
Брзина крстарења	280 km/h
Долет	1160 km
Плафон лета	6000 m

Табела 1: Тактичко – техничке карактеристике летелице Ласта 95

4.2. Избор облика крила за ваздухоплов Ласта 95

Приликом избора облика крила за овај тип летелице потребно је посебну пажњу обратити на тактичке захтеве и саму намену летелице. Као што је већ речено, Ласта 95 намењена је за обуку пилота, и представља прелазни корак између ваздухоплова Утва 75 и Супер Галеба Г-4 у оквиру Ратног ваздухопловства и противваздухопловне одбране Војске Србије.

Обзиром да је школски авион, који своју намену врши на малим подзвучним брзинама, потребно је посебну пажњу обратити на сам облик крила који своје аеродинамичке карактеристике најбоље постиже на овим брзинама лета.

Као што је већ речено, стреласто и делта крило најбоље аеродинамичке карактеристике постижу на надзвучним брзинама, због тога се ови облици крила неће узимати у разматрање за поменути летелицу.

Критеријум брзине, на којој је планирана оперативна употреба летелице, остварују три облика крила и то: елиптично, правоугаоно и трапезно крило.

Елиптично крило, иако постиже најбоље аеродинамичке карактеристике на малим подзвучним брзинама, потребно је узети у обзир и економски аспект. Како је ово крило конструкторски најзахтевније за пројектовање, а због великог броја потребних технолошких процеса при изради, не постоји економска оправданост за употребу овог облика крила на конкретну летелицу.

Правоугаоно крило, као што је већ поменуто, пружа задовољавајућу стабилност и маневрабилност летелице на траженим брзинама лета, а знатно је једноставније конструкције и израде у односу на елиптично.

Ипак, у односу на њега, трапезно крило има бољи однос узгона и отпора, као и мањи индуковани отпор, и приближније је остваривању аеродинамичких карактеристика елиптичног облика крила. Због своје економичности при изради, као и због остваривања економичнијег лета на малим подзвучним брзинама, за летелицу Ласта 95 изабран је баш овај облик крила. На слици 30 може се видети одабрани облик крила на поменутој летелици.



Слика 30: Трапезни облик крила на летелици Ласта 95, [26]

4.3. Избор аеропрофила за ваздухоплов Ласта 95

У поглављу 3.1 овог рада представљена је систематизација критеријума при избору аеропрофила. Иста ће бити искоришћена за избор аеропрофила на Ласта 95. Обзиром да

аеропрофили НАСА серије 6 постижу најбољи однос између аеродинамичких карактеристика на подзвучним брзинама, ова серија аеропрофила биће разматрана за аеропрофил на Ласте 95.

Као што је већ речено, у циљу избора аеропрофила, неопходно је имати одређене податке о летелици. Потребни подаци представљени су у табели 2.

Узгонска површина крила	12,9 m ²
Висина крстарења	2000 m
Брзина крстарења	77,77 m/s
Махов број крстарења	0,23
Средња прорачунска маса	1019 kg
Коефицијент узгона на режиму крстарења	0,25

Табела 2: Потребни подаци о ваздухоплову Ласта 95 за избор аеропрофила

Након дефинисања потребних података за даљи избор аеропрофила, а на основу претходно дефинисане систематизације параметара, биће реализовано сагледавање истих, а у циљу извршења одабира.

1. Избор релативне дебљине

Однос релативне дебљине у корену и на крају крила код авијације опште намене најчешће се бира из области следећих односа: 15%:12%, 12%:10%, 15%=const., итд. За овај тип летелице биће одабран однос релативне дебљине од 15%:12% у корену и на крају крила.

Након што је дефинисана релативна дебљина у корену и на крају крила, избор ће бити вршен између 5 аеропрофила са релативном дебљином 15% за корен крила и 5 аеропрофила са релативном дебљином 12% за крај крила. Аеропрофили биће бирани из НАСА аеропрофила серије 6, односно из фамилије ламинарних аеропрофила.

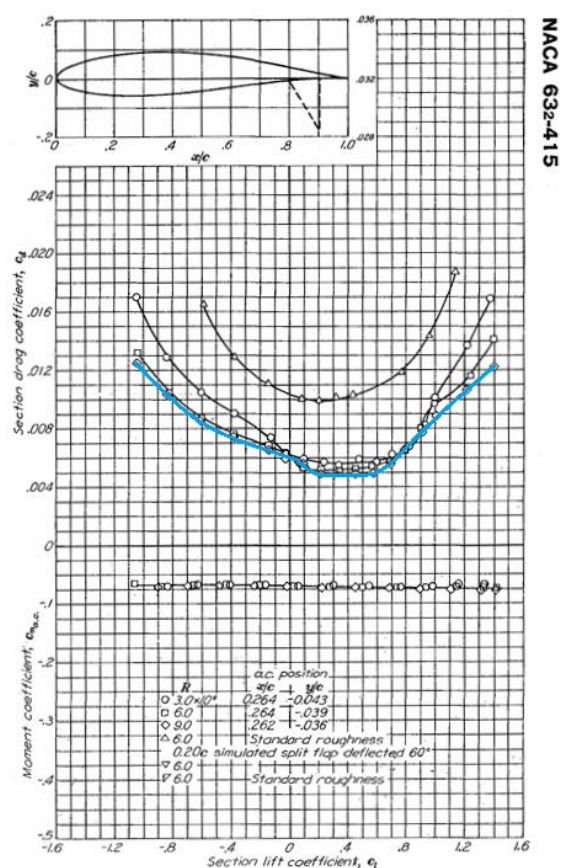
2. Аеропрофил са што мањим минималним коефицијентом отпора, са условом да се овај минимални коефицијент отпора остварује при приближној вредности оптималног коефицијента узгона коефицијенту узгона на режиму крстарења. У табели 3 представљени су аеропрофили за корен и за крај крила са вредностима оптималног коефицијента узгона и минималног коефицијента отпора.

Корен крила 15%			Крај крила 12%		
ОЗНАКА	C_{zop}	C_{x0min}	ОЗНАКА	C_{zop}	C_{x0min}
NACA 63 ₂ -415	0.35	0.0049	NACA 63 ₁ -212	0.25	0.0045
NACA 64 ₂ -415	0.35	0.0047	NACA 64 ₁ -212	0.15	0.0041
NACA 65 ₂ -415	0.30	0.0040	NACA 65 ₁ -212	0.25	0.0038
NACA 65 ₂ -415, $a=0.5$	0.40	0.0041	NACA 65 ₁ -212, $a=0.6$	0.25	0.0038
NACA 66 ₂ -415	0.35	0.0036	NACA 66 ₁ -212	0.15	0.0032

Табела 3: Одабрани аеропрофили у корену и на крају крила са вредностима оптималног коефицијента узгона и минималног коефицијента отпора

3. Код летелица код којих је Махов број крстарења мањи од 0,5 није потребно вршити избор аеропрофила тако да критични Махов број буде што већи, а за услов да је коефицијент узгона једнак коефицијенту узгона на режиму крстарења.
4. Аеропрофил са што већим односом коефицијента узгона и отпора, односно са што већом финесом. У оквиру овог критеријума, посматраће се и максимални фактор пењања. У поглављу 2.5 представљено је да су у оквиру овог критеријума посматра и фактор долета. Разлог зашто овај фактор неће бити сагледаван код ове летелице је тај што долет код клипно-елисне погонске групе није утицајан фактор у сагледавању перформанси. У наставку дати су прикази зависности коефицијента отпора од коефицијента узгона за сваки аеропрофил на корену и на крају крила, док су финеса и фактор пењања представљени табеларно, такође са сваки аеропрофил понаособ.

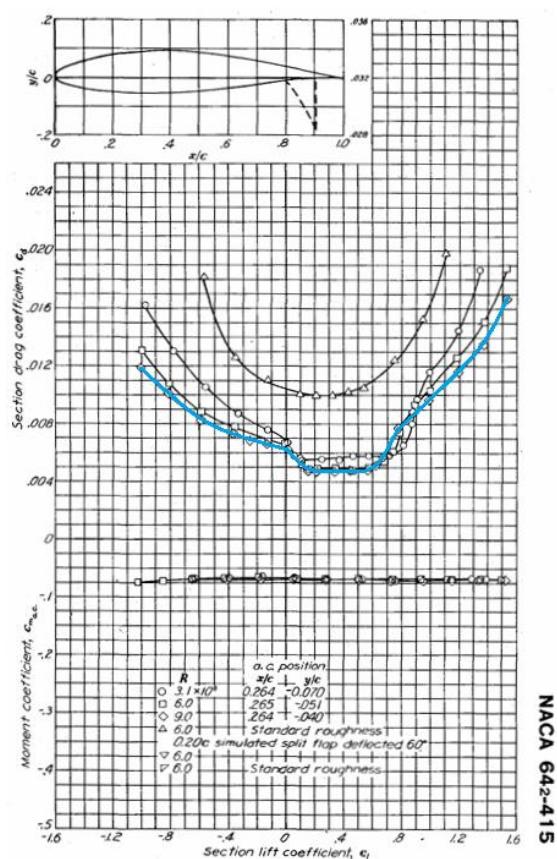
Графици за сагледавање ових критеријума преузети су из извора [27], док су подаци за финесу и фактор пењања дати у табелама са бројевима од 4 до 11 добијени прорачуном.



NACA 63 ₂ – 415			
C_z	C_x	C_z/C_x	C_z^3/C_x^2
0.0	0.0061	0.00	0.00
0.1	0.0054	18.52	34.29
0.2	0.0049	40.82	333.19
0.3	0.0048	62.50	1171.88
0.4	0.0048	83.33	2777.78
0.5	0.0049	102.04	5206.16
0.6	0.0050	120.00	8640.00
0.7	0.0057	122.81	10557.09
0.8	0.0066	121.21	11753.90
0.9	0.0077	116.88	12295.50
1.0	0.0087	114.94	13211.78

Слика 31: График зависности C_x од C_z за аеропрофил NACA 63₂-415, [27, стр. 168]

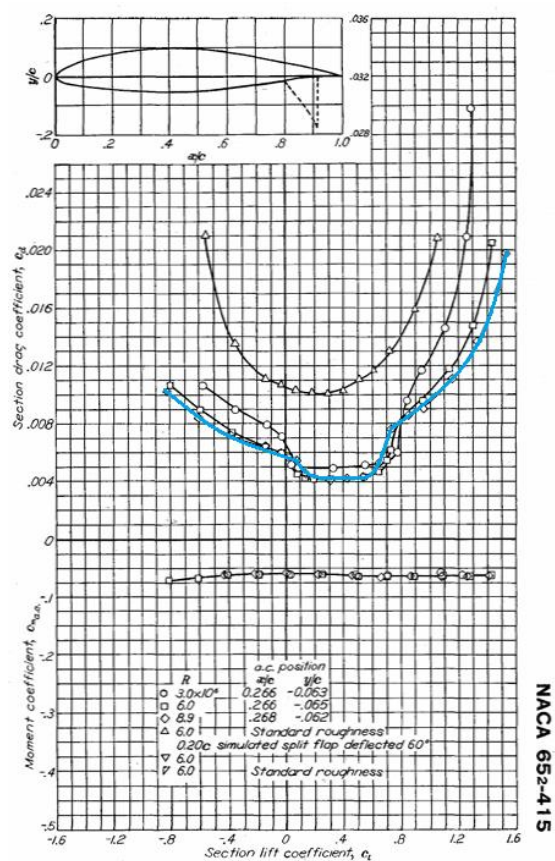
Табела 4: Приказ очитаних резултата за C_x и C_z за аеропрофил NACA 63₂-415



NACA 64 ₂ – 415			
C_z	C_x	C_z/C_x	C_z^3/C_x^2
0.0	0.0063	0.00	0.00
0.1	0.0054	18.52	34.29
0.2	0.0048	41.67	347.22
0.3	0.0047	63.83	1222.27
0.4	0.0047	85.11	2897.24
0.5	0.0048	104.17	5425.35
0.6	0.0050	120.00	8640.00
0.7	0.0064	109.38	8374.02
0.8	0.0079	101.27	8203.81
0.9	0.0088	102.27	9413.74
1.0	0.0098	102.04	10412.33

Слика 32: График зависности C_x од C_z за аеропрофил NACA 64₂-415, [27, стр. 191]

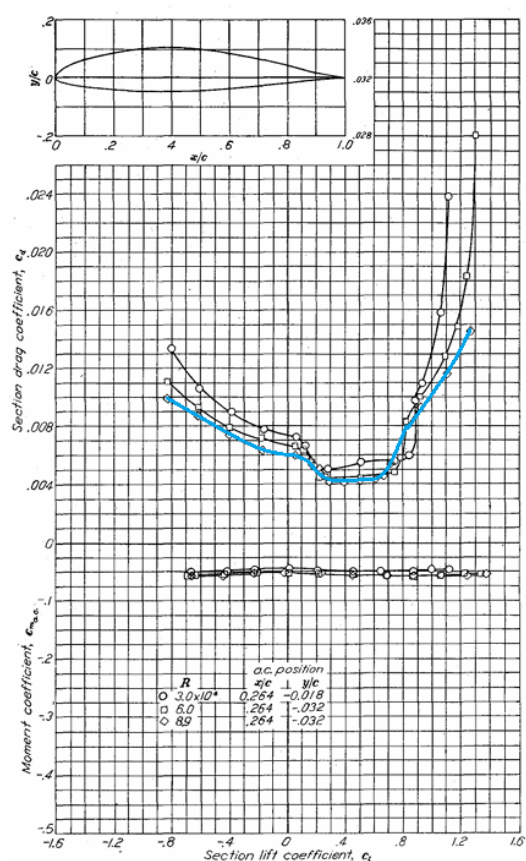
Табела 5: Приказ очитаних резултата за C_x и C_z за аеропрофил NACA 64₂-415



NACA 65 ₂ – 415			
C_z	C_x	C_z/C_x	C_z^3/C_x^2
0.0	0.0057	0.00	0.00
0.1	0.0050	20.00	40.00
0.2	0.0043	46.51	432.67
0.3	0.0042	71.43	1530.61
0.4	0.0042	95.24	3628.12
0.5	0.0043	116.28	6760.41
0.6	0.0046	130.43	10207.94
0.7	0.0069	101.45	7204.37
0.8	0.0082	97.56	7614.52
0.9	0.0089	101.12	9203.38
1.0	0.0095	105.26	11080.33

Слика 33: График зависности C_x од C_z за аеропрофил NACA 65₂-415, [27, стр.217]

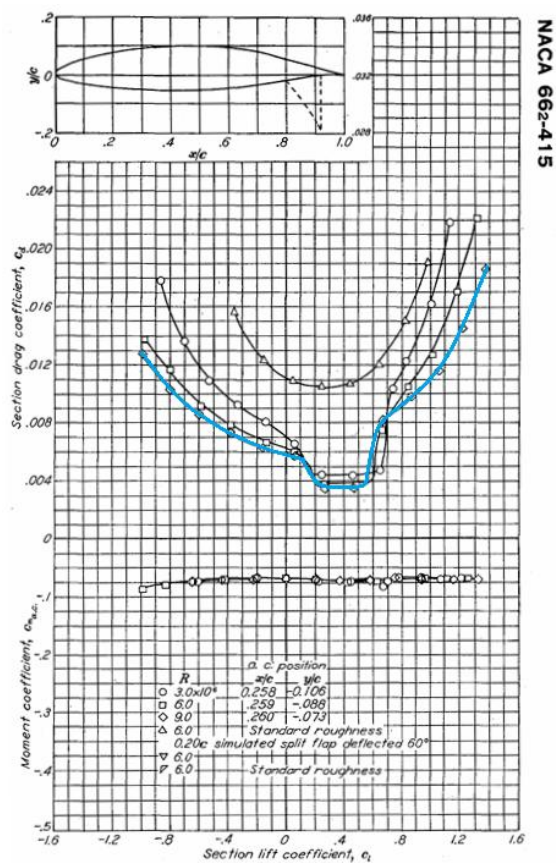
Табела 6: Приказ очитаних резултата за C_x и C_z за аеропрофил NACA 65₂-415



NACA 65 ₂ - 415, $a = 0.5$			
C_z	C_x	C_z/C_x	C_z^3/C_x^2
0.0	0.0060	0.00	0.00
0.1	0.0058	17.24	29.73
0.2	0.0051	39.22	307.57
0.3	0.0043	69.77	1460.25
0.4	0.0042	95.24	3628.12
0.5	0.0042	119.05	7086.17
0.6	0.0043	139.53	11681.99
0.7	0.0051	137.25	13187.24
0.8	0.0073	109.59	9607.81
0.9	0.0089	101.12	9203.38
1.0	0.0102	98.04	9611.69

Слика 34: График зависности C_x од C_z за аеропрофил NACA 65₂-415, $a=0.5$, [27, стр. 218]

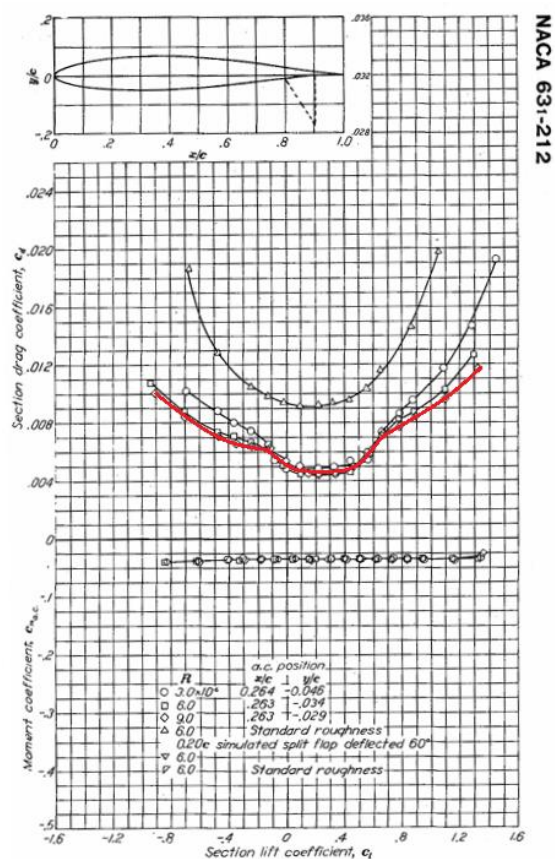
Табела 7: Приказ очитаних резултата за C_x и C_z за аеропрофил NACA 65₂-415
 $\alpha=0.5$



NACA 66 ₂ – 415			
C_z	C_x	C_z/C_x	C_z^3/C_x^2
0.0	0.0058	0.00	0.00
0.1	0.0056	17.86	31.89
0.2	0.0039	51.28	525.97
0.3	0.0036	83.33	2083.33
0.4	0.0036	111.11	4938.27
0.5	0.0037	135.14	9130.75
0.6	0.0066	90.91	4958.68
0.7	0.0084	83.33	4861.11
0.8	0.0093	86.02	5919.76
0.9	0.0101	89.11	7146.36
1.0	0.0112	89.29	7971.94

Слика 35: График зависности C_x од C_z за аеропрофил NACA 66₂-415, [27, стр. 256]

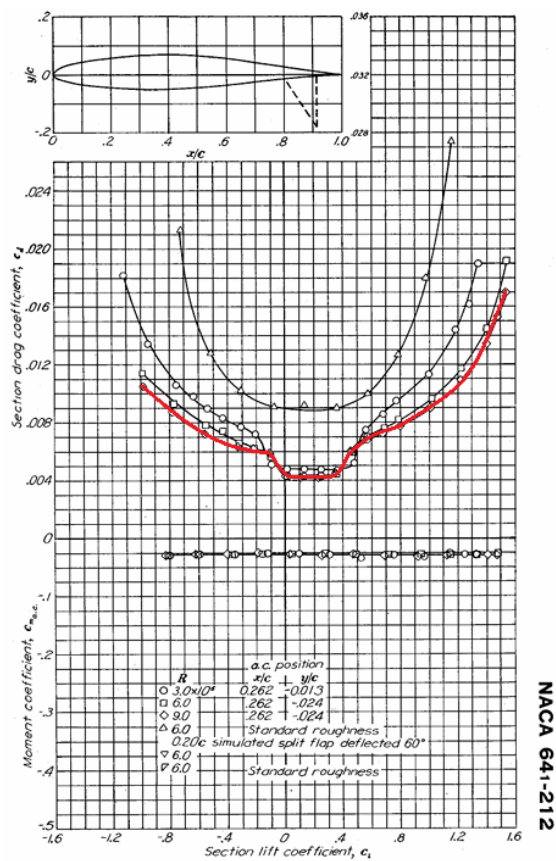
Табела 7: Приказ очитаних резултата за C_x и C_z за аеропрофил NACA 66₂-415



NACA 63 ₁ – 212			
C_z	C_x	C_z/C_x	C_z^3/C_x^2
0.0	0.0051	0.00	0.00
0.1	0.0047	21.28	45.27
0.2	0.0046	43.48	378.07
0.3	0.0046	65.22	1275.99
0.4	0.0047	85.11	2897.24
0.5	0.0052	96.15	4622.78
0.6	0.0064	93.75	5273.44
0.7	0.0073	95.89	6436.48
0.8	0.0078	102.56	8415.52
0.9	0.0084	107.14	10331.63
1.0	0.0090	111.11	12345.68

Слика 36: График зависности C_x од C_z за аеропрофил NACA 63₁-212, [27, стр. 164]

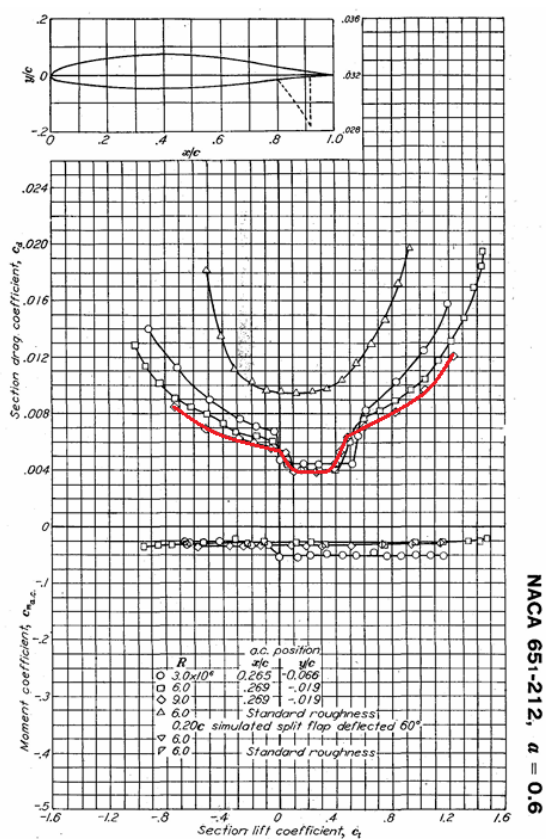
Табела 8: Приказ очитаних резултата за C_x и C_z за аеропрофил NACA 63₁-212



NACA 64 ₁ – 212			
C_z	C_x	C_z/C_x	C_z^3/C_x^2
0.0	0.0044	0.00	0.00
0.1	0.0042	23.81	56.69
0.2	0.0041	48.78	475.91
0.3	0.0042	71.43	1530.61
0.4	0.0050	80.00	2560.00
0.5	0.0064	78.13	3051.76
0.6	0.0071	84.51	4284.86
0.7	0.0074	94.59	6263.70
0.8	0.0078	102.56	8415.52
0.9	0.0083	108.43	10582.09
1.0	0.0090	111.11	12345.68

Слика 37: График зависности C_x од C_z за аеропрофил NACA 64₁-212, [27, стр. 187]

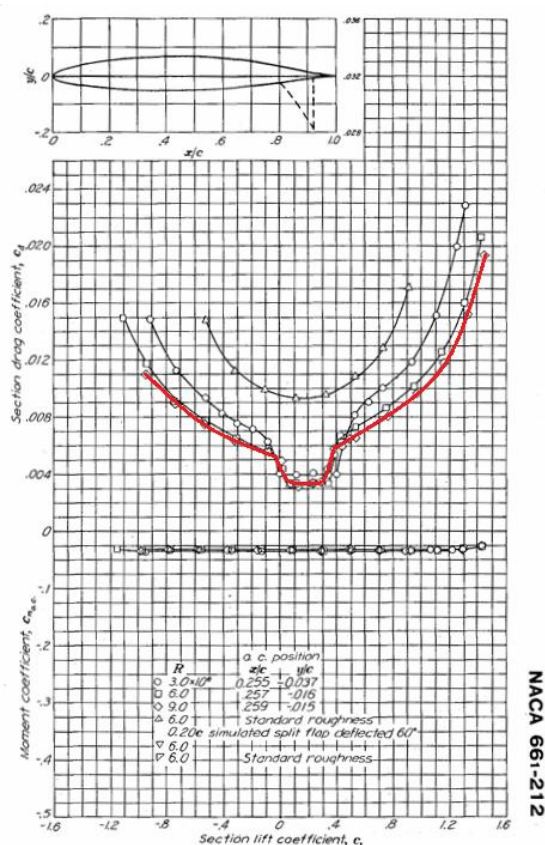
Табела 9: Приказ очитаних резултата за C_x и C_z за аеропрофил NACA 64₁-212



NACA 65 ₁ – 212, $a = 0.6$			
C_z	C_x	C_z/C_x	C_z^3/C_x^2
0.0	0.0054	0.00	0.00
0.1	0.0040	25.00	62.50
0.2	0.0039	51.28	525.97
0.3	0.0039	76.92	1775.15
0.4	0.0046	86.96	3024.57
0.5	0.0066	75.76	2869.61
0.6	0.0070	85.71	4408.16
0.7	0.0075	93.33	6097.78
0.8	0.0080	100.00	8000.00
0.9	0.0086	104.65	9856.68
1.0	0.0093	107.53	11562.03

Слика 39: График зависности C_x од C_z за аеропрофил NACA 65₁-212, $a=0.6$, [27, стр. 213]

Табела 11: Приказ очитаних резултата за C_x и C_z за аеропрофил NACA 65₁-212, $a=0.6$



NACA 66 ₁ – 212			
C_z	C_x	C_z/C_x	C_z^3/C_x^2
0.0	0.0046	0.00	0.00
0.1	0.0033	30.30	91.83
0.2	0.0033	60.61	734.62
0.3	0.0034	88.24	2335.64
0.4	0.0059	67.80	1838.55
0.5	0.0064	78.13	3051.76
0.6	0.0070	85.71	4408.16
0.7	0.0077	90.91	5785.12
0.8	0.0083	96.39	7432.14
0.9	0.0090	100.00	9000.00
1.0	0.0098	102.04	10412.33

Слика 40: График зависности C_x од C_z за аеропрофил NACA 66₁-212, [27, стр. 253]

Табела 12: Приказ очитаних резултата за C_x и C_z за аеропрофил NACA 66₁-212

- Аеропрофил са што већим максималним коефицијентом узгона.
- Аеропрофил са што мањом вредношћу коефицијента момента око аеродинамичког центра.
- Аеропрофил ко којег је вредност градијента узгона што већа.

Критеријуми 5, 6 и 7 представљени су табели 13.

КРАЈ КРИЛА				КОРЕН КРИЛА			
ОЗНАКА	C_{zmax}	C_{mac}	a_0	ОЗНАКА	C_{zmax}	C_{mac}	a_0
NACA 63 ₂ -415	1.67	-0.071	0.115	NACA 63 ₁ -212	1.62	-0.034	0.110
NACA 64 ₂ -415	1.64	-0.070	0.112	NACA 64 ₁ -212	1.54	-0.028	0.110
NACA 65 ₂ -415	1.62	-0.062	0.113	NACA 65 ₁ -212	1.46	-0.033	0.110
NACA 65 ₂ -415, $a=0.5$	1.60	-0.056	0.112	NACA 65 ₁ -212, $a=0.6$	1.50	-0.030	0.108
NACA 66 ₂ -415	1.60	-0.072	0.104	NACA 66 ₁ -212	1.46	-0.032	0.108

Табела 13: Вредност максималног коефицијента узгона, коефицијента момента око аеродинамичког центра и градијента узгона по аеропрофилима у корену и на крају крила

На основу претходно наведених критеријума, формиране су коначне табеле за корен (Табела 14) и за крај крила (Табела 15).

Аеропрофили у корену крила	1.	2.		3.	4.1.	4.2.	5.	6.	7.
	$(d/l)_{max}$	C_{zopt}	C_{x0min}	Mkr	$(C_z/C_x)_{max}$	$(C_z^3/C_x^2)_{max}$	C_{zmax}	C_{mac}	a_0
NACA 63 ₂ -415	0.15	0.35	0.0049	/	122.81	13211.78	1.67	-0.071	0.115
NACA 64 ₂ -415	0.15	0.35	0.0047	/	120.00	10412.33	1.64	-0.070	0.112
NACA 65 ₂ -415	0.15	0.30	0.0040	/	130.43	11080.33	1.62	-0.062	0.113
NACA 65 ₂ -415, a=0.5	0.15	0.40	0.0041	/	139.53	13187.24	1.60	-0.056	0.112
NACA 66 ₂ -415	0.15	0.35	0.0036	/	135.14	9130.75	1.60	-0.072	0.104

Табела 14: Коначна табела за избор аеропрофила у корену крила на основу критеријума

Аеропрофили на крају крила	1.	2.		3.	4.1.	4.2.	5.	6.	7.
	$(d/l)_{max}$	C_{zopt}	C_{x0min}	Mkr	$(C_z/C_x)_{max}$	$(C_z^3/C_x^2)_{max}$	C_{zmax}	C_{mac}	a_0
NACA 63 ₁ -212	0.12	0.25	0.0045	/	111.11	12345.68	1.62	-0.034	0.110
NACA 64 ₁ -212	0.12	0.15	0.0041	/	111.11	12345.68	1.54	-0.028	0.110
NACA 65 ₁ -212	0.12	0.25	0.0038	/	108.70	11814.74	1.46	-0.033	0.110
NACA 65 ₁ -212, a=0.6	0.12	0.25	0.0038	/	107.53	11562.03	1.50	-0.030	0.108
NACA 66 ₁ -212	0.12	0.15	0.0032	/	102.04	10412.33	1.46	-0.032	0.108

Табела 15: Коначна табела за избор аеропрофила на крају крила на основу критеријума

Критеријуми при избору аеропрофила редоследом су постављени по важности. Оне вредности које су задовољиле одређени критеријум у табелама су задебљане вредности. Из табела 14 и 15 може се видети да један аеропрофил не може остварити све критеријуме, стога је јако битно одредити који критеријуми су, условно речено, важнији од других.

4.3.1. Избор аеропрофила у корену крила

У овом сегменту сагледаваће се подаци из коначне табеле 14 за избор аеропрофила у корену крила.

Аеропрофили NACA 64₂-415 и NACA 66₂-415 не испуњавају ни један од критеријума и они се неће разматрати као избор.

Аеропрофил NASA 65₂-415 има најмањи минимални коефицијент отпора при услову да је оптимални коефицијент узгона што приближнији коефицијенту крстарења. Овај критеријум спада међу најважније, јер је јако битно што више оптимизовати режим летења на којем ваздухоплов проведе највише времена.

Аеропрофил NASA 65₂-415, $\alpha=0.5$ има највећу финесу и највећи фактор пењања, као и најмањи коефицијент момента око аеродинамичког центра. Највећа вредност финесе аеропрофила сигурно доприноси и што већој финеси ваздухоплова, а највећа вредност фактора пењања осим што омогућава најефикасније пењање, омогућава и најдуже трајање лета код ове погонске групе. Најмања вредност коефицијента момента око аеродинамичког центра смањиваће целокупну вредност отпора ваздухоплова.

Аеропрофил NASA 63₂-415 има највећи максимални коефицијент узгона, као и највећи градијент узгона. Највећа вредност максималног коефицијента узгона омогућава што мању минималну брзину лета, али и самог слетања, док максимална вредност градијента узгона омогућава што бољи одзив на задату промену нападног угла.

Обзиром на то да је овај авион прелазни корак ка млазној авијацији, потребно је имати у виду да је у почетној обуци пилота потребно остварити што лакше услове лета, а поготово полетања и слетања, а у каснијим фазама отежати полетање и слетање у циљу што ефикаснијег преласка на млазну авијацију. Из разлога што је полетање и слетање прва и основна фаза у обуци пилота, потребно је да ваздухоплов остварује што мању минималну брзину, а у циљу смањења дужине полетно – слетне стазе. Овај критеријум је остварен код аеропрофила NASA 63₂-415. Одабиром овог аеропрофила, неће се остварити критеријум оптимизације режима крстарења, као ни повећање финесе или остваривање ефикаснијег пењања. Као што је речено, неопходно је нагласити који су фактори важнији од других, односно који аеродинамички услови су пројектовани за достизање.

4.3.2. Избор аеропрофила на крају крила

У овом сегменту сагледаваће се подаци из коначне табеле 15 за избор аеропрофила на крају крила.

Аеропрофила NASA 66₁-212 не испуњава ни један од критеријума и он се неће разматрати као избор.

Аеропрофили NASA 65₁-212 и NASA 65₁-212, $\alpha = 0.6$ имају најмањи минимални коефицијент отпора при услову да је оптимални коефицијент узгона што приближнији коефицијенту крстарења.

Аеропрофил NASA 63₁-212 и NASA 64₁-212 имају највеће вредности финесе и фактора пењања. Такође, аеропрофил NASA 63₁-212 има највећу вредност максималног коефицијента узгона, док аеропрофили NASA 64₁-212 и NASA 65₁-212, $\alpha = 0.6$ имају најмању вредност коефицијента момента око аеродинамичког центра.

Што се тиче критеријума највеће вредности градијента узгон, овај услов испуњавају аеропрофили NASA 63₁-212, NASA 64₁-212 и NASA 65₁-212.

Из овога следи да већина аеропрофила која се разматра као избор за крај крила испуњава већи број критеријума.

Аеропрофил који ће бити изабран за крај је крила је NASA 63₁-212. Разлог томе је, осим што испуњава већ наведене критеријуме, може се увидети да је вредност његовог оптималног коефицијента узгона иста као и вредност коефицијента узгона на режиму крстарења. Код овог аеропрофила то значи да има највећу вредност минималног коефицијента отпора, али и да има највећу вредност максималног коефицијента узгона, као и градијента узгона, што ће у овом случају бити узето у обзир као важнији критеријуми.

4.4. Дискусија о избору облика крила и аеропрофила

На основу претходних поглавља изабран облик крила за летелицу Ласта 95 је трапезно крило. Одабрани аеропрофили припадају фамилији ламинарних аеропрофила NASA серије шестоцифрених. За корен крила одабран је NASA 63₂-415, док је за крај крила NASA 63₁-212.

На основу извора [28], летелица Ласта 95 има трапезни облик крила, док је аеропрофил из исте фамилије аеропрофила и исти је дуж размаха крила NASA 63₂-415.

Поклапање у одабиру облика крила је додатно потврдило да је трапезни облик крила добро прелазно решење између аеродинамичких карактеристика правоугаоног и елиптичног облика крила, и да је у складу са наменом летелице.

Претпоставка зашто је дошло до разлике у резултатима између аналитичког одабира аеропрофила и реалних решења на летелици је једноставност конструкције и изведбе. У току пројектовања летелице Ласта 95 задржан је аеропрофил од верзије летелице Ласта 1. Идентична дебљина на корену и на крају крила условила је да је максимални коефицијент узгона већи у корену него на крају крила, због чега је на крају крила извршено нелинеарно геометријско витоперење са углом $\varepsilon_g = -3,5^\circ$. Овакво витоперење омогућава повољније понашање летелице при великим нападним угловима, као и то да у превлачење прво улази корен крила.

5. ЗАКЉУЧАК

Аеродинамичка испитивања представљају иницијални корак у пројектовању ваздухопловних средстава. Резултати ових прорачуна неминовно одређују које ће перформансе и у којој мери летелица остварити. Свакако, као најутицајнији фактори у понашању летелице издвајају се одабрани аеропрофил и облик крила. Разлог томе је што аеродинамичке и геометријске карактеристике аеропрофила, а самим тим и крила, дефинишу будуће аеродинамичке карактеристике летелице.

Избор ових аеродинамичких елемената често представља усклађивање међусобно контрадикторних захтева. Не постоји идеалан аеропрофил или идеалан облик крила. Због тога је веома важно сагледати који су захтеви важнији од других за предметни модел летелице, као и који су тактичко – технички захтеви постављени за остваривање. У овом раду разматране су теоријске основе аеропрофила, као и понашање истог у различитим режимима струјања. Анализирани су утицаји брзине струјања флуида на промену аеродинамичких карактеристика аеропрофила. Такође, разматране су различите фамилије аеропрофила, од којих је акценат стављен на најзаступљенију фамилију НАСА аеропрофила.

Затим је било сагледавано крило са својим геометријским и аеродинамичким карактеристикама. Акценат у овом делу рада био је стављен на облике крила, као и на њихову примену у зависности од намене летелице и подручја брзина на којима своју намену остварује. Такође, обрађивана је тема аеродинамичких уређаја за повећање узгона и отпора, са карактеристичним примерима.

Циљ овог рада обрађен је у петом поглављу. У овом сегменту разматран је избор облика крила и аеропрофила за летелицу Ласта 95. Првенствено су дате тактичко – техничке карактеристике летелице на основу којих је вршен избор аеродинамичких површина.

Избор облика крила вршен је на основу познате намене летелице, где је посебан акценат био стављен на подручје брзина на којим летелица проводи свој оперативни лет. Обзиром да је у питању школски авион који је намењен за обуку војних пилота и представља прелазни корак између клипне и млазне авијације, облик крила који је одабран је трапезно крило. Овај одабир се поклапа са постојећим стањем на летелици. Овај облик крила је економичан за израду са добрим аеродинамичким карактеристикама на подзвучним брзинама.

Избор аеропрофила такође је вршен на основу подручја брзина на којима летелица обавља свој рад. Посматрана је серија шестоцифрених, ламинарних НАСА аеропрофила

са различитом релативном дебљином у корену и на крају крила. Одабир конкретног односа дебљина 15%:12% добро се поклапа са искуственим решењима за овај тип авијације, али и са одабраним трапезним обликом крила. Разматрано је 5 различитих аеропрофила из исте серије за корен и за крај крила, а на основу одређених критеријума.

У овом делу рада посебно је наглашено зашто су поменути аеропрофили одабрани.

На крају овог сегмента дата је кратка дискусија о постојећем стању на летелици Ласта 95 и о добијеним резултатима. Јасно се може увидети да аеродинамички прорачун избора аеропрофила не прати реално стање на летелици. Разлог томе је што је приликом пројектовања летелице неопходно сагледавати и искуствена решења, али и боље разумети какви су захтеви постављени.

У раду је дата анализа избора аеропрофила и облика крила на авиону Ласта 95. Циљ рада је да она пружи конкретан пример примене теоријских знања у процесу пројектовања и оптимизације ваздухопловних конструкција. Ипак, потребно је нагласити ограничења.

За комплетнија и тачнија аеродинамичка решења, потребно је сагледавати већи број аеропрофила за корен и за крај крила из различитих серија. Такође, потребно је спојити аналитичке прорачуне са аеродинамичким испитивањима при различитим Маховим и Рејнолдсовим бројевима, као и нападним угловима, како би праћење промена параметара било свеобухватно.

Аеродинамичка оптимизација једног средства представља сложен процес и не постоји јединствен кључ путем којег би она могла бити релативно лако извршена. Ипак, оптимизација ваздухопловних конструкција најлакша је у почетним фазама пројектовања, зато је веома важно спојити аналитичке и експерименталне резултате са искуством, а све у циљу добијања аеродинамичке површине која најбоље карактеристике остварује управо на режимима за које је намењена.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] З. Рендулић, *Аеродинамика*. Београд, Србија: Савезни секретаријат за народну одбрану, 1984.
- [27] I. H. Abbott, A. E. von Doenhoff, and L. S. Stivers, Jr., *Summary of airfoil data*, NACA Report No. 824, Washintgon, DC, USA: National Advisory Committee for Aeronautics, 1945.
- [28] Г. Оцокољић, З. Анастасијевић, *Determination of Aerodynamic Coefficients and Visualization of the Flow Around the LASTA-95 Aircraft Model Part I: Experimemtal Method*. Београд, Србија: Научнотехничке информације, Вол. 58, број 1, 2008.

Други извори:

- [2] <https://foil.tools/foil/goe387>, приступљено дана 27. јула 2026. године
- [3] <https://foil.tools/foil/clarky>, приступљено дана 27. јула 2026. године
- [4] Извор: <https://foil.tools/foil/naca2412>, приступљено дана 27. јула 2026. године
- [5] Извор: <https://foil.tools/foil/naca23012>, приступљено дана 27. јула 2026. године
- [6] Извор: <https://foil.tools/foil/naca16012>, приступљено дана 27. јула 2026. године
- [7] Извор: <https://foil.tools/foil/n64212ma>, приступљено дана 27. јула 2026. године
- [8] <https://foil.tools/foil/naca747a415>, приступљено дана 27. јула 2026. године
- [9] <https://foil.tools/foil/sc20612>, приступљено дана 27. јула 2026. године
- [10] <https://foil.tools/foil/ls417>, приступљено дана 27. јула 2026. године
- [11] <https://foil.tools/foil/ls413>, приступљено дана 27. јула 2026. године
- [12] <https://www.slideserve.com/lainey/aerodynamic-design>, приступљено дана 27. јула 2026. године
- [13] <https://aviation.stackexchange.com/questions/63723/why-was-the-spitfires-elliptical-wing-almost-uncopied-by-other-aircraft-of-worl>, приступљено дана 27. јула 2026. године
- [14] <https://alchetron.com/UTVA-75>, приступљено дана 27. јула 2026. године
- [15] <https://paperace.com/how-different-wing-shapes-affect-lift/>, приступљено дана 27. јула 2026. године
- [16] <https://aerospaceanswers.com/question/what-is-swept-wing-how-does-wing-sweep-affects-aircraft-performance/>, приступљено дана 27. јула 2026. године
- [17] <https://www.popsci.com/article/technology/what-it-was-fly-concorde-supersonic-airplane/>, приступљено дана 27. јула 2026. године
- [18] <https://pilotinstitute.com/flaps-types-explained/>, приступљено дана 27. јула 2026. године

- [19] <https://aviation.stackexchange.com/questions/95135/why-are-the-red-white-control-surfaces-under-the-wing-extended-during-a-take-off>, приступљено дана 27. јула 2026. године
- [20] <https://www.boldmethod.com/learn-to-fly/aircraft-systems/junkers-flap/>, приступљено дана 27. јула 2026. године
- [21] <https://www.stalbansmuseums.org.uk/explore/exhibitions/handley-page/early-years>, приступљено дана 27. јула 2026. године
- [22] <https://skybrary.aero/articles/krueger-flaps>, приступљено дана 27. јула 2026. године
- [23] <https://www.slideserve.com/garrison-powers/aero-engineering-315>, приступљено дана 27. јула 2026. године
- [24] <https://www.explainthatstuff.com/brakes.html>, приступљено дана 27. јула 2026. године
- [25] <https://www.avionslegendaires.net/avion-militaire/utva-lasta-95/>, приступљено дана 27. јула 2026. године
- [26] <https://tangosix.rs/2013/17/05/poletela-lasta-na-batajnici/>, приступљено дана 27. јула 2026. године

Додатна коришћена литература:

Z. Siddiqi, J. W. Lee, *A computational fluid dynamics investigation of subsonic wing designs for unmanned aerial vehicle application*. Little Rock, Arkansas, USA: Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, Vol. 233, број 15, 2019, стр. 5543–5552. DOI: 10.1177/0954410019852553.

М. Козић, *Comparison of Navier-Stokes Solver Results with Experimental Data for the Wing of the LASTA-95 Aircraft at High Angles of Attack*. Београд, Србија: Војнотехнички институт: Научнотехнички преглед, Вол. 56, број 1, 2006.

E. N. Jacobs, K. E. Ward, R. B. Pinkerton, *The Characteristics of 78 Related Airfoil Sections from Tests in the Variable-Density Wind Tunnel*. Вашингтон, САД: National Advisory Committee for Aeronautics, 1933.