Utjecaj aeroprofila i oblika krila na aerodinamička svojstva zrakoplova

Oršulić, Eva

Undergraduate thesis / Završni rad

2017

Degree Grantor / Ustanova koja je dodijelila akademski / stručni stupanj: **University of Zagreb, Faculty of Transport and Traffic Sciences / Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti**

Permanent link / Trajna poveznica: https://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:119:279116

Rights / Prava: In copyright / Zaštićeno autorskim pravom.

Download date / Datum preuzimanja: **2024-04-20**

Repository / Repozitorij:

Faculty of Transport and Traffic Sciences - Institutional Repository

zir.nsk.hr

DIGITALNI AKADEMSKI ARHIVI I REPOZITORIJI

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

Eva Oršulić

UTJECAJ AEROPROFILA I OBLIKA KRILA NA AERODINAMIČKA SVOJSTVA ZRAKOPLOVA

ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 2017.

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti

ZAVRŠNI RAD

UTJECAJ AEROPROFILA I OBLIKA KRILA NA AERODINAMIČKA SVOJSTVA ZRAKOPLOVA

INFLUENCE OF AEROFOIL AND WING SHAPE ON AERODYNAMIC CHARACTERISTICS

Mentor: izv. prof. dr. sc. Andrija Vidović

Student: Eva Oršulić
JMBAG: 0135221903

Zagreb, ožujak 2017.

SAŽETAK

Svojim oblikom krila utječu na aerodinamičke performanse zrakoplova, na njegovu čvrstoću, težinu i inducirani otpor. Zbog izbora nepovoljnog oblika krila postoji mogućnost da će zrakoplov imati lošije performanse. Glavni oblici krila su pravokutno, eliptično, trapezno, strjelasto i delta krilo. Pravokutno krilo je najjednostavnije i koristi ga za male brzine leta. Eliptično krilo se smatra najpovoljnijim jer stvara minimalan inducirani otpor, ali je vrlo komplicirano u izradi. Kod velikih komercijalnih zrakoplova većinom se koristi strjelasto krilo koje može biti sa strijelom unaprijed ili unatrag. Delta krilo je krilo u obliku trokuta koje je nepovoljno pri malim brzinama. Veliku važnost imaju i uređaji za povećanje uzgona kako bi postigli što veću brzinu i što više skratili potrebnu duljinu staze za polijetanje i slijetanje. Uređaji za povećanje uzgona su krilca, predkrilca, zakrilca i aerodinamičke kočnice. Kako bi postigli što bolje performanse zrakoplova potrebno je posebnu pažnju posvetiti razvoju novih tehnoloških rješenja konstrukcije krila zrakoplova.

KLJUČNE RIJEČI: krilo, zakrilca. pravokutno krilo, trapezno krilo, eliptično krilo, otpor, strjelasto krilo, delta krilo, krilca, predkrilca, aerodinamička kočnica

SUMMARY

Wing shape has a major influence on aerodynamic performances of an aircraft, his weight and induced drag. Beacuse of a wrong choice of the wing shape aircraft can have bad aerodynamic characteristics. Main types of wing shape are rectangular, elliptical, tapered, swept and delta wing. Rectangular wing shape is the most simple and we use it on low speed aircrafts. Ideal wing shape would be elliptical because it has minimum induced drag, but it is very complicated and expensive to produce. Swept wing is used on big commercial aircrafts and it can have the angle either backward or forward from its root. Delta wing is a wing shaped in form of a triangle and it has high drag on a low altitude. Very important are mechanisms used to increase the lift in order to increase the speed and shorten the minimum length of the runway necessary for take of and landing. These mechanisms are ailerons, slats, flaps and spoilers. In order to acheive better aircraft characteristics it is very important to develop new technical solutions of the wing construction.

KEY WORDS: wing, flaps, rectangular wing, tapered wing, elliptical wing, drag, swept wing, delta wing, flaps, slats, spoilers

Sadržaj

1. UVOD 1
2. OBLICI KRILA 3
2.1. Oblici krila u ravnini 3
2.1.1. Pravokutno krilo 4
2.1.2. Eliptično krilo 4
2.1.3. Trapezno krilo 5
2.1.4. Strjelasto krilo 6
2.1.5. Delta krilo 8
2.2. Čeoni oblici krila 10
3. GEOMETRIJSKA SVOJSTVA AEROPROFILA I KRILA 12
3.1. Geometrijska svojstva aeroprofila 12
3.1.1. Središnjica aeroprofila 12
3.1.2. Tetiva aeroprofila 12
3.1.3. Napadni kut 13
3.1.4. Kritični napadni kut 14
3.1.5. Relativna krivina 14
3.1.6. Relativna debljina 14
3.2. Geometrijska svojstva krila 15
3.2.1. Opterećenje krila 15
2.2.2. Kut dihedrala 15
3.2.4. Površina krila 16
3.2.5. Suženje krila 16
3.2.6. Vitkost krila 16
3.2.7. Strijela krila 17
3.2.8. Kut nagiba 17
4. MEHANIZACIJA KRILA 18
4.1. Krilca 18
4.2. Zakrilca 20
4.3. Predkrilca 22
4.4. Aerodinamička kočnica 24
5. NOVA TEHNOLOŠKA RJEŠENJA KONSTRUKCIJE KRILA ZRAKOPLOVA 26
5.1. Morfoza krila 26

5.1.1. Rotacija segmenata krila 27
5.1.2. Izvlačenje, produljenje krila 28
5.1.3. Napuhavanje krila 28
5.1.4. Morfoza i nanotehnologija 29
5.2. AWIATOR projekt 30
5.3. AAW projekt 30
5.4. NASA „X – planes“ 32
6. UTJECAJ AEROPROFILA I OBLIKA KRILA NA AERODINAMIČKA SVOJSTVA ZRAKOPLOVA ... 33
6.1. Utjecaj aeroprofila 33
6.1.1. Utjecaj relativne krivine 33
6.1.2. Utjecaj debljine aeroprofila 34
6.1.3. Utjecaj na performanse 35
6.2. Utjecaj oblika krila 35
7. ZAKLJUČAK 38
Literatura 40
Popis slika 41

1. UVOD

Kako bi zrakoplov mogao poletjeti i održati se u zraku treba stvoriti dovoljan uzgon. Krilo je konstrukcijski element koji mu to omogućuje i ujedno i najvažnija glavna noseća površina zrakoplova. Na njemu se stvara sila uzgona razlikom tlakova na gornjaci i donjaci krila. Velika je razlika između prvog zrakoplova braće Wright i suvremenih zrakoplova, a tendencija za razvojem u zračnom prometu se stalno nastavlja.

U početku razvoja zrakoplovstva osnovno fiksno krilo zrakoplova smatralo se najefikasnijim i zato mnogi zrakoplovni inovatori nisu htjeli ići dalje od osnovnog modela. U današnje vrijeme čovjek je više svoje pažnje posvetio promatranju pokreta krila ptica u letu i na temelju toga donose određene zaključke i ideje za nova tehnološka rješenja konstrukcije krila zrakoplova i vjeruje se da budućnost modernog zrakoplovstva leži upravo u ovoj pretpostavci. Ovi uređaji i sustavi uvelike mijenjaju performanse, izgled i ekonomičnost zrakoplova.

Cilj ovog završnog rada je prikazati razne oblike krila i njihov utjecaj na aerodinamička svojstva zrakoplova.

Materija rada izložena je u 7 poglavlja:

1. Uvod
2. Oblici krila
3. Geometrijska svojstva
4. Mehanizacija krila
5. Nova tehnološka rješenja konstrukcije krila
6. Utjecaj aeroprofila i oblika krila na aerodinamička svojstva zrakoplova
7. Zaključak

U uvodnom dijelu definirana je problematika, cilj i svrha istraživanja, te je predočena struktura rada.

U drugom poglavlju opisani su oblici krila u ravnini i čeoni oblici krila. Oblici krila u ravnini su pravokutno, eliptično, trapezno, strjelasto i delta krilo. Predočen je njihov povijesni razvoj, sadašnji izgled i prednosti pojedinih oblika krila.

Treće poglavlje opisuje geometrijska svojstva krila i aeroprofila. Pod geometrijskim svojstvima aeroprofila opisana središnjica, tetiva, napadni kut, kritični napadni kut, relativna krivina i relativna debljina aeroprofila. Pod geometrijskim svojstvima krila opisani su opterećenje krila, kut dihedrala, površina, suženje, vitkost, strijela i kut nagiba krila.

U četvrtom poglavlju detaljno je opisana mehanizacija krila - opisana su krilca, predkrilca, zakrilca i aerodinamička kočnica.

U petom poglavlju opisana su nova tehnološka rješenja konstrukcije krila zrakoplova, morfoza krila i njeni različiti koncepti, predočeni su i neki drugi projekti za poboljšanje performansi krila zrakoplova kao što su AWIATOR projekt, AAW projekt (projekt aktivnog aeroelastičnog krila) i NASA X nova serija budućih zrakoplova.

U šestom poglavlju detaljnije je opisana problematika utjecaja aeroprofila i oblika krila na aerodinamička svojstva zrakoplova. Pod dijelom koji opisuje aeroprofil i njegov utjecaj detaljnije je prikazan utjecaj relativne debljine, relativne krivine i utjecaj aeroprofila na performanse zrakoplova. U daljnjem tekstu dana je usporedba raznih oblika krila i njihov utjecaj na performanse.

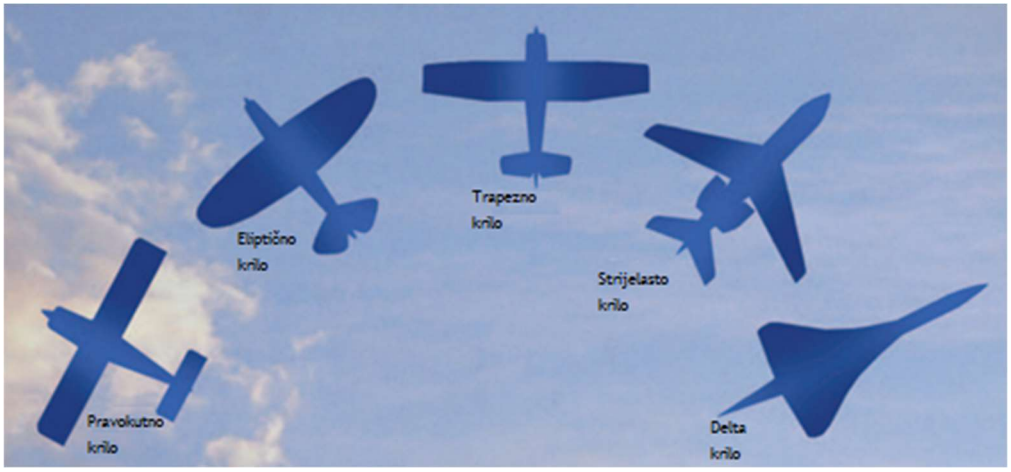
U sedmom, zadnjem poglavlju, predočeni su rezultati rada, odnosno konačni rezultati istraživanja prema pojedinim segmentima rada.

2. OBLICI KRILA

Krila zrakoplova su aerodinamičke površine na kojima se stvara sila uzgona i njegov su najvažniji dio. Aerodinamička svojstva zrakoplova u velikoj mjeri ovise o karakteristikama krila. Oblici krila mogu biti razni, počevši od pravokutnog krila koji se sve više razvijao nakon prvog leta braće Wright 1903. godine sve do novih, pomičnih oblika koji se svakodnevno razvijaju i koji uvelike poboljšavaju performanse zrakoplova. Osnovni oblici krila su pravokutno, eliptično, trapezno, strjelasto i delta krilo. Razlikujemo i njihov položaj po visini (nisko, srednje i visoko krilo) i razne čeone oblike krila koji su opisani u daljnjem tekstu. [1]

2.1. Oblici krila u ravnini

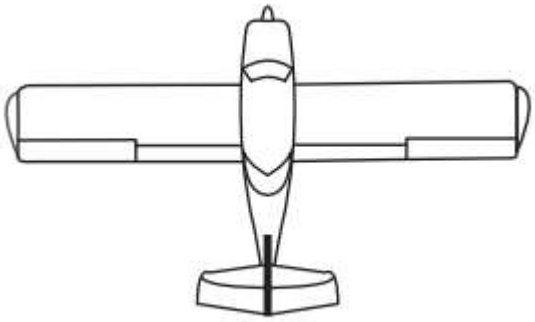
Prema svom obliku u ravnini krila se dijele na pravokutna, eliptična, trapezna, strjelasta i delta. Svojim oblikom u ravnini krila utječu na aerodinamičke i konstruktivne karakteristike zrakoplova, na njegovu čvrstoću, težinu i inducirani otpor. Zato će svaki oblik krila biti analiziran zasebno. Na slici 1 mogu se vidjeti razni oblici krila. [1]



Slika 1.Osnovni oblici krila u ravnini
Izvor: http://aviationed.net/airplane-wing-design/ , (pristupljeno: lipanj 2016.)

2.1.1. Pravokutno krilo

Pravokutno krilo se koristilo u prvim danima zrakoplovstva i predstavlja osnovni i najstariji oblik krila. Ovaj oblik krila ima jako velik otpor i zbog toga došlo je do potrebe za daljnjim razvojem. Tako je nastalo pravokutno krilo sa zaobljenim krajevima, ali pored svih aerodinamičnih nedostataka pravokutno krilo se i danas zadržalo u upotrebi na malim zrakoplovima. Ovaj oblik krila vrlo je jednostavan u proizvodnji, a to ga čini i najjeftinijim oblikom krila jer su sva rebra ista, i na lijevom i na desnom krilu. Predkrilca i zakrilca također mogu biti identična, isto tako i okovi i ramenjače. Na slici 2 prikazano je pravokutno krilo.

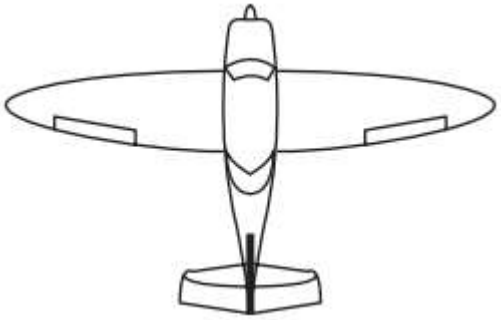


Slika 2. Pravokutno krilo
Izvor: http://aviationed.net/airplane-wing-design/ , (pristupljeno: lipanj 2016.)

Pravokutno krilo koriste zrakoplovi generalne avijacije jer oni lete pri malim brzinama, a pravokutno krilo pri ovim uvjetima pruža dobar uzgon. Ravno krilo osigurava stabilan let. [2]

2.1.2. Eliptično krilo

Eliptično krilo, koje se može vidjeti na slici 3, ima najmanji indukcijski otpor zbog eliptične raspodjele uzgona pa je u aerodinamičkom pogledu najpovoljnije.



Slika 3. Eliptično krilo
Izvor: http://aviationed.net/airplane-wing-design/, (pristupljeno: lipanj 2016.)

Eliptičan oblik krila koristio se u proizvodnji vrlo malog broja zrakoplova i to većinom u 1950. i 1960. godinama. Prvi put se počeo koristiti u 1920. godinama kad je Reginald Mitchell proizveo svoj Supermarine S.4. Nakon njega proizveden je Spitfire u 1936. godini. U istom desetljeću proizvedeni su njemački zrakoplov German Heinkel He 70 „Blitz“, američki P 47 Thunderbolts, japanski Aichi D3A i Mitsubishi A5M.

Ovaj oblik krila često se koristio na zrakoplovima koji imaju kotače na repu i koji su proizvedeni 1930. i 1940.-ih godina. Eliptična krila imaju dug raspon i mogu lako uhvatiti vjetar pa su se koristili kod jedrilica. Eliptično krilo nikad se ne konstruira u obliku idealne elipse, već se konstruira iz dvije elipse. Jedna elipsa služi za napadnu ivicu, a jedna za izlaznu. [2]

2.1.3. Trapezno krilo

Trapezno krilo, koje se može vidjeti na slici 4, je modificirano pravokutno krilo, ali je povoljnije od pravokutnog krila jer su njegove aerodinamičke performanse slične eliptičnom krilu. Eliptično krilo je povoljnije od trapeznog, ali trapezno krilo nije toliko skupo u proizvodnji pa je tako trapezno krilo savršen omjer između pravokutnog krila koje nema dobre aerodinamičke performanse (ali je jeftino) i eliptičnog krila (čija proizvodnja je vrlo skupa).

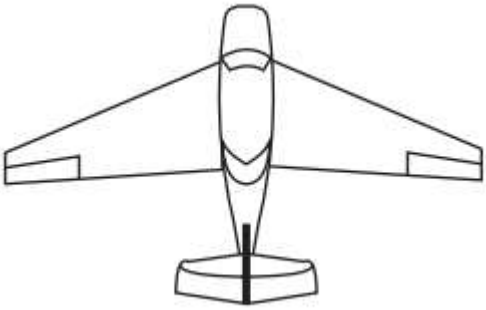
Slika 4. Trapezno krilo
Izvor: http://www.ikonet.com/en/visualdictionary/transport-and-machinery/air-transport/examples-of-wing-shapes.php. (pristupljeno: lipanj 2016.)

Postoji i kombinacija između trapeznog i pravokutnog krila. Koristi se kod zrakoplova English Electric Canberra koji se može vidjeti na slici 5. Kod ovog zrakoplova krilo kod korijena je pravokutno, a drugi dio krila ima trapezan oblik. [2]

Slika 5. English Electric Canberra
Izvor: http://www.airliners.net/photo/English-Electric-Canberra/0419939/L/ ,(pristupljeno: lipanj 2016.)

2.1.4. Strjelasto krilo

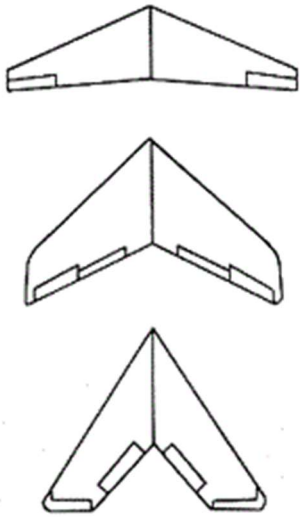
Strjelasto krilo, koje je jasno prikazano na slici 6, je krilo koji može biti okrenuto unaprijed ili unatrag. Ovakvo krilo posebno je dizajnirano da bi se koristilo za let pri velikim brzinama, a ponekad se također koristi zbog bolje vidljivosti pri vizualnom letenju i kako bi se ojačala struktura cijelog zrakoplova. [2]



Slika 6. Strjelasto krilo
Izvor: http://aviationed.net/airplane-wing-design/ , (pristupljeno: lipanj 2016.)

Korištenje strijele krila pri velikim brzinama prvi put se počelo istraživati u Njemačkoj 1935. godine, ali nije se počelo primjenjivati do samog kraja drugog svjetskog rata.

Strjelasto krilo počelo se koristiti na borbenim zrakoplovima prve generacije kao što su MiG 15 i F 86 Sabre i pokazalo se kao puno povoljnije rješenje za borbene zrakoplove od zrakoplova s ravnim krilima koji su se koristili za vrijeme Korejskog rata nakon kojeg se strjelasto krilo počelo koristiti na svim, osim na najsporijim zrakoplovima. Na slici 7 može se vidjeti strjelasta krila s malim i velikim kutom strijele krila.

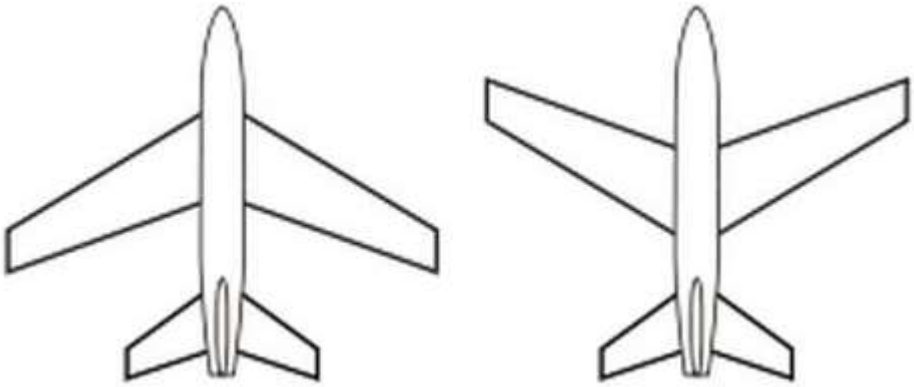


Slika 7. Veliki i mali kut strijele
Izvor: http://quest.nasa.gov/aero/planetary/atmospheric/aerodynamiclift.html , (pristupljeno: lipanj 2016.)

Strjelasto krilo pojavilo se prije prvog svjetskog rata, a jedan od najranijih dizajna bila je jedrilica koju je proizveo Jose Weiss 1908. godine u Engleskoj. John William Dunne je 1905. godine izradio jedrilicu, čija je namjena jednog dana, da uz pomoć motora preleti La Manche. Prema njegovim uputama engleski Westland Aircraft proizveo je seriju jedrilica 1914. godine. Prema njegovim uputama također je proizveden zrakoplov Curtiss XP 55 koji se nije smatrao povoljnim. Robert T. Jones dao je najbolje objašnjenje kako strjelasto krilo sa strijelom unatrag funkcionira. Kod strjelastog krila sa strijelom unatrag, i ako dođe do toga da se na gornjoj površini krila zrak kreće supersoničnim brzinama, udarni val se ne može stvoriti. Nijemac Dietrich Kuchermann izučavao je tip zrakoplova s uvučenim trupom iznad i ispod korijena krila i to se nije pokazalo učinkovito.

Formacijom udarnih valova stvara se uzgon pri supersoničnim brzinama. Brzina zračne struje koja nailazi na strjelasto krilo rastavlja se na dvije komponente. Jedna komponenta je okomita na napadnu ivicu, a druga je paralelna s napadnom ivicom. Komponenta koja je paralelna s napadnom ivicom je manja od komponente koja je okomita i izaziva klizanje graničnog sloja prema krajevima krila, a da bi se to spriječilo postavljaju se pregrade graničnog sloja. Pregrada može biti jedna ili dvije, a visina im je jednaka debljini krila na tom mjestu.

Strijela krila koja je okrenuta unaprijed je vrlo nepovoljna u što se tiče aeroelastičnosti i vibracija. Kod velikih zrakoplova dolazi do gubitka stabilnosti prije postizanja uzgona. Zrakoplov koji je inače stabilan pri velikim napadnim kutovima postaje nestabilan kod zrakoplova koji ima strijelu krilu unaprijed, a to se može popraviti postavljenjem horizontalnog stabilizatora ispod krila. Na slici 8 može se vidjeti razlika između strjelastog krila sa strijelom unatrag i unaprijed.



Slika 8. Strjelasto krilo sa strijelom unaprijed i unatrag
Izvor: https://steamcommunity.com/sharedfiles/filedetails/?id=346704442 , (pristupljeno: lipanj 2016.)

2.1.5. Delta krilo

Delta krila su krila u obliku trokuta, a dobio je ime jer ima sličan oblik grčkom slovu delta. Ovaj oblik krila počeo se proizvoditi u drugom svjetskom ratu kad je Alexander Lippisich 1931. godine poletio svojim prvim zrakoplovom koji je koristio vrlo mali kut na vrhovima krila tako da se oblik činio pomalo ravan.

Ova vrsta zrakoplova nepovoljna je pri malim brzinama i zbog toga nikad nije ušao u masovnu proizvodnju. Za vrijeme drugog svjetskog rata Lippsich je istraživao naprednija delta krila s većim kutom čija je namjena let pri velikim brzinama i supersonični let. Na temelju njegovih istraživanja Velika Britanija proizvela je zrakoplove Avro Vulcan (slika 9) i Gloster Javelin. [2]

Javelin nije imao tipično delta krilo, na njegov dizajn dodan je i vertikalni stabilizator koji poboljšava performanse zrakoplova pri malim brzinama.

Slika 9. Avro Vulcan
Izvor:
http://www.bournemouthecho.co.uk/news/5030211.Vulcan_XH558__must_have_a_guardian_angel_,
(pristupljeno: lipanj 2016.)

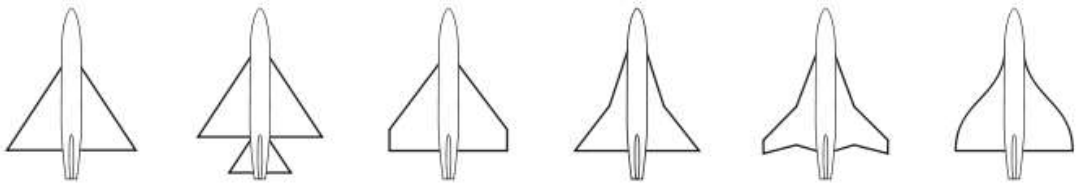
Za vrijeme drugog svjetskog rata Robert T. Jones razvio je teoriju za delta krilo koje leti pri supersoničnim brzinama, njegov dizajn delta krila nema vertikalni stabilizator. Objavio je svoj rad 1945. godine razlikovao se od teorije koju je objavio Lippsich o kombinaciji delta krila i tankih aeroprofila. U 1960.-im godinama Saab je razvio zrakoplov koji ispred svog glavnog delta krila ima još jedno manje delta krilo. Patentirali su svoj dizajn 1963. godine, a prvi put je poletio 1967. Ovaj dizajn je vrlo uspješan jer ovakav zrakoplov može koristiti velike napadne kutove, njime je lakše upravljati pri malim brzinama i moguće je smanjiti brzinu pri slijetanju. Na običnim delta krilima dolazi do odvajanja strujnica na krajevima krila što je vrlo nepovoljno za let pri velikim napadnim kutovima i imaju problem s velikim otporom na malim brzinama.

Zbog toga je delta krilo razvijeno na nekoliko načina da bi se izbjegli ovi problemi, a razne dizajne delta krila mogu se vidjeti na slici 10.

Na prvoj slici s lijeve strane nalazi se dizajn delta krila bez horizontalnih repnih površina, a neki od zrakoplova koji su ga koristili su Convair, F 102 Delta Dagger i Douglas FD4 Skyray. Kod ovakvih zrakoplova kormilo visine se stavlja na zadnji dio krila. Na drugoj slici nalazi se dizajn delta krila s vertikalnim stabilizatorom koje se koristi kako bi se poboljšalo upravljanje zrakoplovom, a jedan od primjera ovog zrakoplova je MiG 21.

Na trećem mjestu nalazi se dizajn delta krila s odrezanim vrhovima kako bi se izbjeglo nepovoljno stvaranje otpora na vrhovima krila pri velikim napadnim kutovima. Na četvrtom mjestu nalazi se delta krilo s uvučenim prednjim dijelom. Na petom mjestu nalazi se oblik delta krila koji svojim oblikom pomalo podsjeća na strjelasto krilo pa zato i pruža neke od pogodnosti strjelastog krila kao što je povećan otpor pri nadzvučnim brzinama.

Ovaj dizajn krila može se vidjeti na zrakoplovima Saab Draken i F 16XL „Cranked Arrow“. Na zadnjem mjestu nalazi se zaobljeno delta krilo, a jedan primjer ovakvog krila može se vidjeti na zrakoplovu Concorde Mach 2.



Slika 10. Razni oblici Delta krila
Izvor: http://www.bsaeronautics.com/2015/05/18/types-of-delta-wings/ , (pristupljeno: lipanj 2016.)

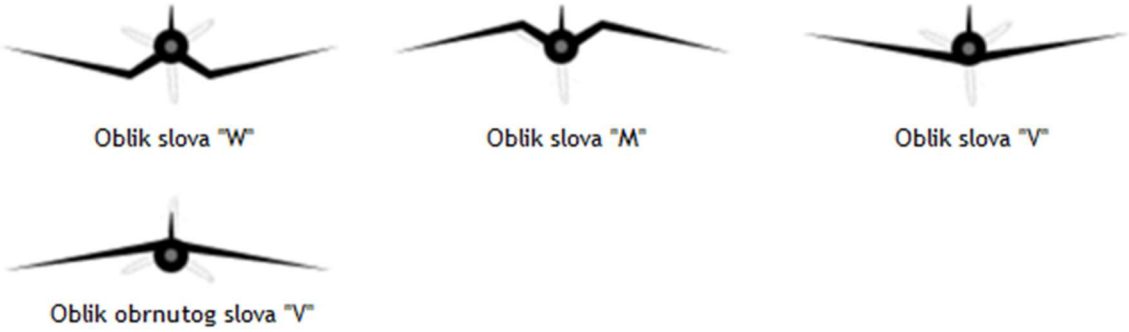
2.2. Čeoni oblici krila

Krila, prema njihovom položaju po visini dijele se na nisko, srednje i visoko krilo što se jasno vidi na slici 11.

Slika 11. Položaj krila po visini
Izvor: http://functionspace.com/topic/3958/Where-are-these-different-types-of-aircraft-wing-shapes-used-- , (pristupljeno: lipanj 2016.)

Na slici 12 može se vidjeti prikaz čeonih oblika krila. Oni mogu biti pravo, u obliku slova V, u obliku obrnutog slova V, u obliku slova M i slova W. Krilo u obliku pozitivnog V ili „dihedral wing“ koristi većina zrakoplova koja leti ispod brzine zvuka, a krilo u obliku negativnog V ili „anhedral wing“ koriste zrakoplovi koji lete iznad brzine zvuka. Krilo u obliku slova M ili „gull wing“ imaju visokokrilci zbog dobre vidljivosti unaprijed. [2]

Ovaj oblik krila često koriste hidrozrakoplovi jer elise moraju biti što više iznad vode. Krilo u obliku slova W ili „inverted gull“ pruža mogućnost korištenja niskog stajnog trapa.



Slika 12. Čeoni oblici krila
Izvor: http://functionspace.com/topic/3958/Where-are-these-different-types-of-aircraft-wing-shapes-used--_ (pristupljeno: lipanj 2016.)

3. GEOMETRIJSKA SVOJSTVA AEROPROFILA I KRILA

3.1. Geometrijska svojstva aeroprofila

Aeroprofil krila je vertikalni presjek krila koji ima specifičan izgled, odnosno aerodinamički oblik. Oblik aeroprofila ovisi o tome za koja područja brzina je namijenjeno. Oblikovan je u smislu promjene presjeka po dubini radi primjene Bernulijevog zakona i Zakona kontinuiteta. Profili mogu biti nesimetrični i simetrični. Nesimetrični aeroprofili su pogodniji za zrakoplove malih brzina, a prema izgledu se dijele na ravne, ispupčene i izdubljene. Simetrični profili su oni koje tetiva dijeli na dva simetrična dijela, oni daju najmanji otpor ali i najmanju silu potrebnu za stvaranje uzgona. Na zrakoplovima malih brzina primjenjuju se samo za repne površine.

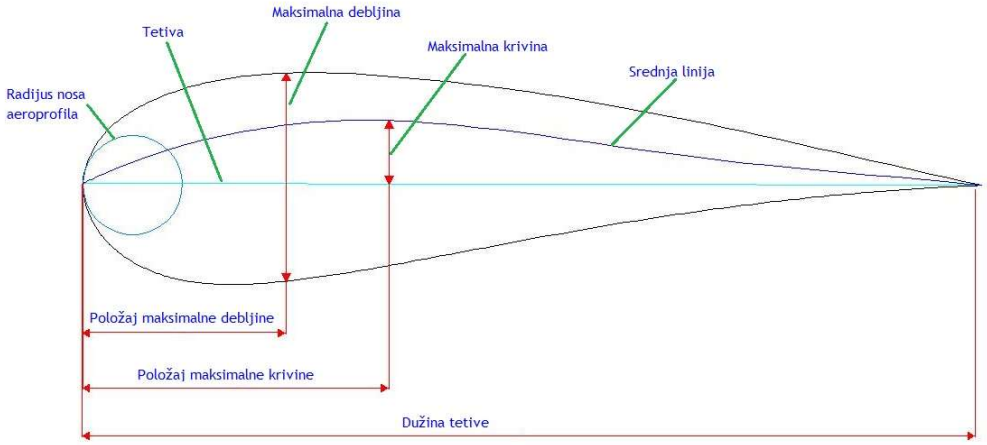
Laminarni aeroprofili su oni kod kojih je maksimalna debljina aeroprofila povučena unatrag od 40 do 50% aerodinamičke tetive, a primjenjuju se kod zrakoplova koji lete velikim brzinama. Kod turbulentnih aeroprofila maksimalna debljina aeroprofila povučena je unaprijed u odnosu na laminarne aeroprofile i nalazi se na 20 do 30% tetive. Primjenjuju se na zrakoplovima malih brzina. [2]

3.1.1. Središnjica aeroprofila

Linija koja spaja aerodinamičke centre duž razmaha zove se linija aerodinamičkih centara ili srednja linija, ona je jednako udaljena od gornje i donje površine aeroprofila. Ova linija određuje karakteristike aeroprofila, a dobije se spajanjem upisanih kružnica u aeroprofilu. Kako bi se moglo u potpunosti poznavati određeni aeroprofil mora se poznavati i njegova središnjica. Tetiva središnjice je linija koja spaja izlaznu ivicu i prolazi kroz središte prve kružnice na napadnoj ivici. [3]

3.1.2. Tetiva aeroprofila

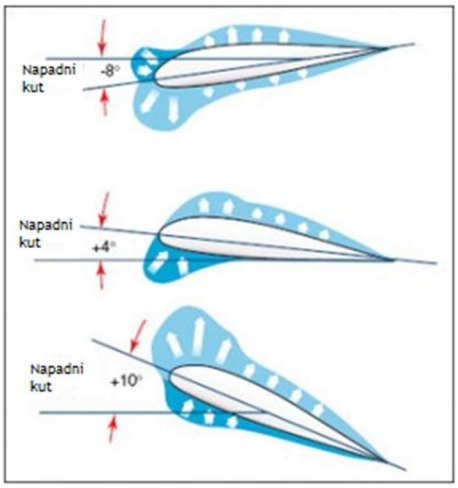
Tetiva aeroprofila je pravac koji spaja napadnu i izlaznu ivicu. To je osnovna linija aeroprofila pomoću koje se određuje napadni kut krila. Na slici 13 prikazan je aeroprofil i njegova osnovna geometrijska svojstva. [3]



Slika 13. Aeroprofil
Izvor:
http://www.aerochapter.com/administrator/upload/image/image/Module%208/Airfoil%20Terminology.png, (pristupljeno: lipanj 2016.)

3.1.3. Napadni kut

Napadni kut predstavlja kut između neporemećenog strujanja zraka i tetive srednje linije. Promjene napadnog kuta uzrokuju promjene tlaka i brzine kako zrak opstrujava gornjaku i donjaku. Pri normalnom napadnom kutu prednja zaustavna točka je smještena ispod napadne ivice i ona omogućava strujanje preko gornjake. Pri pozitivnom napadnom kutu strujnice se ubrzavaju prelazeći preko gornjake i to rezultira smanjenjem statičkog tlaka. Strujnice koje prolaze ispod donjake gube brzinu i to uzrokuje povećanje statičkog tlaka. Povećanjem statičkog tlaka pojavljuje se diferencijalni tlak koji generira silu uzgona. [3]



Slika 14. Napadni kut
Izvor: http://www.flightlearnings.com/2008/11/16/airfoil-design-part-3/ , (pristupljeno: lipanj 2016.)

3.1.4. Kritični napadni kut

Povećanjem napadnog kuta uzgon raste sve do trenutka kad postigne svoj maksimum, nakon toga vrijednost uzgona se smanjuje pri čemu karakter njegovog opadanja može biti različit. Kut pri kojem je uzgon najveći predstavlja kritični napadni kut. Ako se nastavi s povećanjem napadnog kuta iznad kritičnog, na gornjaci dolazi do odvajanja strujnica i velikog vrtloženja zraka koji se pomiče prema izlaznoj ivici aeroprofila. Tako se brzina strujanja na gornjaci smanjuje, a time i uzgon. Ovo karakteristično ponašanje se naziva slom sile uzgona. Vrijednost kritičnog napadnog kuta različita je za svaki aeroprofil krila. Kod nesimetričnih aeroprofila ona se kreće između 15 i 20 stupnjeva. Nesimetrične aeroprofile koriste spori zrakoplovi.

3.1.5. Relativna krivina

Zakrivljenost aeroprofila je udaljenost srednje linije od tetive aeroprofila. Maksimalna relativna krivina predstavlja odnos najvećeg razmaka srednje linije aeroprofila od tetive srednje linije. Relativna krivina ima najveći utjecaj na aerodinamička svojstva krila. U odnosu na veličinu krivine razlikuju se male krivine od 0 do 2%, srednje od 2 do 4% i velike koje su veće od 4%.

3.1.6. Relativna debljina

Maksimalna relativna debljina predstavlja odnos najveće debljine aeroprofila i njegove tetive izražene u postotcima. Aeroprofili se prema njegovoj relativnoj debljini dijele na tanke, srednje i debele. Maksimalna debljina za tanke aeroprofile nalazi se između 0 i 8%, za srednje od 8 do 12%, a debeli više od 12%. U nastavku se nalazi formula za izračun relativne debljine aeroprofila. Slovo t predstavlja relativnu debljinu, a slovo c duljinu tetive.

$$t=(t/c)*100\% \qquad (1)$$

Položaj duljine u odnosu na tetivu dobije se korištenjem slijedeće formule:

$$xt=(xt/c)*100\% \qquad (2)$$

xt- položaj na tetivi aeroprofila

c- duljina tetive

3.2. Geometrijska svojstva krila

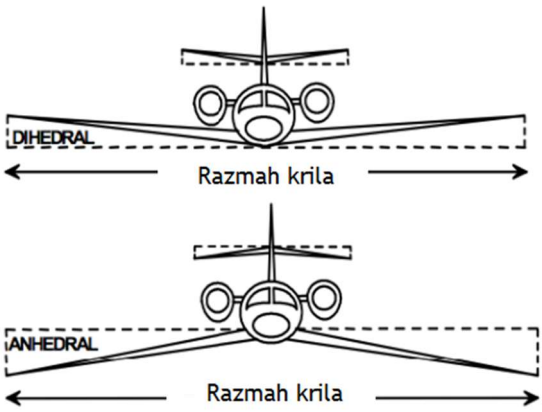
Za stvaranje potrebnog uzgona, radi stvaranja uvjeta za održavanje željenih režima leta ili izvršenje određenih manevara, krilo zrakoplova mora biti pravilno oblikovano i dimenzionirano. Krila su aerodinamičke površine koje se dobije nizanjem aeroprofila jedan do drugog. Ona stvaraju uzgonske sile koje pomažu pri održavanju zrakoplova u letu i omogućavanja upravljanja zrakoplovom.

3.2.1. Opterećenje krila

Opterećenje krila definira se kao težina po jedinici površine krila zrakoplova. Specifično opterećenje je masa zrakoplova podijeljena s površinom krila. Opterećenje krila raspoređeno je na njegovoj površini, a vrste opterećenja koje djeluju na zrakoplov su aerodinamička sila, sila potiska, težina strukture krila ili pojedinih dijelova postavljenih uz samu strukturu ili ispod krila. Tijekom slijetanja zrakoplova na krilo djeluju i udarna opterećenja koja su posljedica pretvaranja kinetičke u potencijalnu energiju. Zbog opterećenja koja djeluju na krilo u letu dolazi do plastičnih deformacija njegove strukture. [3]

2.2.2. Kut dihedrala

Kut dihedrala, koji se jasno vidi na slici 15, je kut između linije aerodinamičkih centara i njene projekcije na ravninu koja prolazi kroz tetivu u ravnini simetrije. On utječe na moment valjanja pri klizanju i bitan je za karakteristike upravljanja zrakoplovom. Veći iznosi kuta dihedrala mogu let učiniti neugodnim pa je zato bolje da je u manjem iznosu. Postavljanjem nagibnog kuta mogu se koristiti veći propeleri. [3]



Slika 15. Kut dihedrala i anhedrala
Izvor: http://aviatorials.blogspot.hr/2013/08/aerodynamics-definitions-and-terms.html, (pristupljeno: lipanj 2016.)

3.2.4. Površina krila

Jedna od osnovnih svojstava krila je površina krila S koja predstavlja projekciju krila na horizontalnu ravninu. U površinu krila ubraja se I onaj dio koji je prekriven trupom i motornim gondolama koje su smještene na krilu.

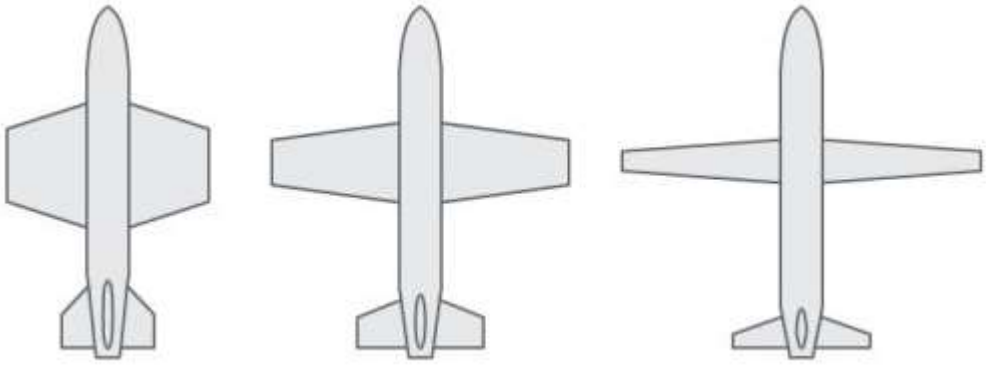
3.2.5. Suženje krila

Na suženje krila postavljaju se uvjeti po pitanju konstrukcije i aerodinamike. Manje suženje znači lakšu konstrukciju čime je raspodjela aerodinamičnog opterećenja povoljnija. Veće suženje dovodi do odvajanja struje na krilu. Kod trokutastog krila do odvajanja struje najprije dolazi na vršnim tetivama krila, a posljedica toga je neefikasnost upravljačkih površina.

Povoljnije je ako do odvajanja dolazi prvo na tetivama uz tijelo zrakoplova jer na tom dijelu raspona nema upravljačkih elemenata. Idealno suženje ima eliptični oblik krila.

3.2.6. Vitkost krila

Vitkost krila je omjer njegove dužine i njegove širine. Visok omjer znači da zrakoplov ima duga i uska krila dok nizak omjer znači da zrakoplov ima kratka i debela krila. Vitkost krila koristi se za predviđanje aerodinamičkih performansi krila i proporcionalna je kvadratu raspona krila. Na slici 16 nalazi se prikaz zrakoplova s visokim i niskim omjerom vitkosti krila. Na prvom mjestu s lijeve strane nalazi se zrakoplov s niskim omjerom vitkosti krila, a na prvom mjestu s desne strane nalazi se zrakoplov s visokim omjerom vitkosti krila. [5]



Slika 16. Vitkost krila
Izvor: http://sciencelearn.org.nz/Contexts/Flight/Science-Ideas-and-Concepts/Wing-aspect-ratio , (pristupljeno: lipanj 2016.)

Povećanjem vitkosti krila aerodinamičke karakteristike postaju sličnije onim kod aeroprofila. Povećavanjem vitkosti dolazi do potrebe za povećanjem čvrstoće strukture krila zbog većeg momenta savijanja.

3.2.7. Strijela krila

Strijela krila ima značajnu ulogu kod zrakoplova koji lete u području visokih podzvučnih Machovih brojeva. Kako je poznato kut strijele odgađa pojavu kritičnog Machovog broja na veće vrijednosti omogućavajući time let i pri većim Machovim brojevima. No kod krila sa strijelom smanjuje se gradijent sile uzgona po napadnom kutu, dakle ukoliko let za visoke subsonične brzine nije od interesa, nema razloga uvoditi strijelu krila.

Kut strijele mjeri se tako da se povuče linija od korijena krila do vrha, 25% od napadne ivice. Kut strijele varira od 0 do 45 stupnjeva ili više za zrakoplove jako velikih brzina.

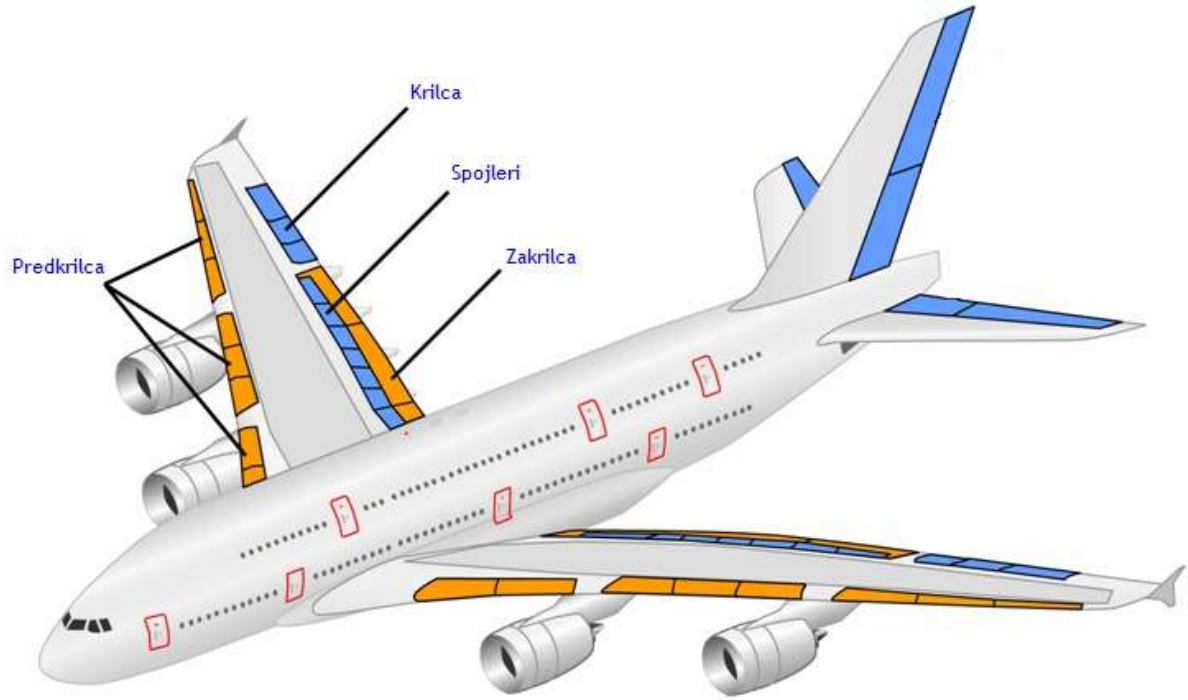
3.2.8. Kut nagiba

Kut nagiba predstavlja kut između linije tetive i referentne uzdužne osi trupa. Ono je fiksno dizajnirano i ne može se mijenjati. Konusni omjer predstavlja omjer vrha tetive i korijena tetive.

Geometrijsko vitoperenje odnosi se na redukciju uzgona preko raspona krila zrakoplova. Krilo je dizajnirano tako da je kut nagiba veći od korijena krila i smanjuje se duž raspona krila tako da je najmanji na vrhu krila. Geometrijsko vitoperenje krila omogućava modificiranje pravca raspona distribucije uzgona kako bi se smanjio inducirani otpor.

4. MEHANIZACIJA KRILA

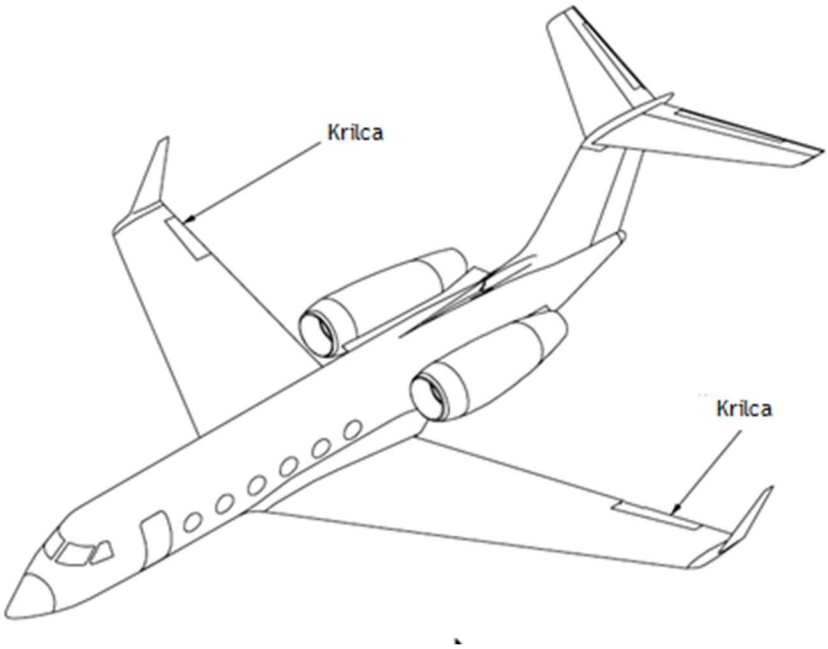
Uređaji za povećanje uzgona imaju veliku važnost kako bi zrakoplovu omogućili što veću brzinu i kako bi što je više moguće skratili potrebnu brzinu staze za polijetanje i slijetanje. Primjenom uređaja za povećanje uzgona prosječna brzina leta zrakoplova povećala se s 250 do 300 km/h na 600 do 700 km/h. Ti uređaji su predkrilca, zakrilca, krilca i aerodinamičke kočnice koji su prikazani na slici 17.



Slika 17. Uređaji za povećanje uzgona
Izvor: http://www.airliners.net/aviation-forums/tech_ops/read.main/191925/ , (pristupljeno: lipanj 2016.)

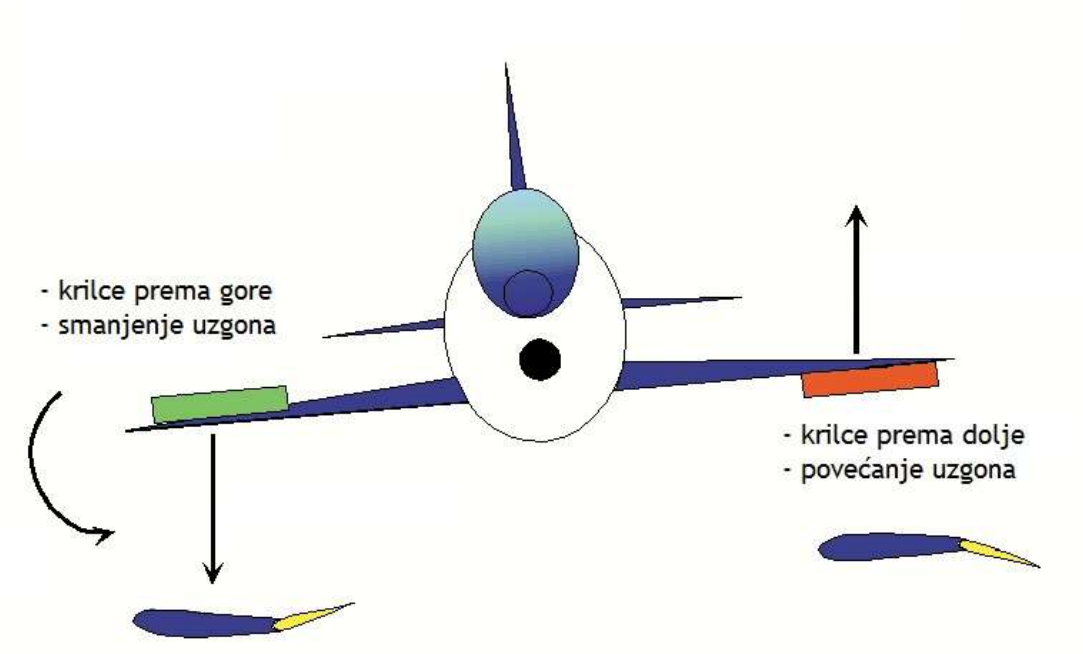
4.1. Krilca

Krilca su uređaji koji se nalaze na krilu zrakoplova i koji služe za naginjanje zrakoplova u lijevu ili desnu stranu. Naziv su dobili iz francuskog jezika, od riječi „aileron“, što znači malo krilo i dijelovi krila ptice koji im pomažu da lakše kontroliraju svoj let. Krilca se nalaze na krajevima krila i pričvršćeni su na konstrukciju izlazne ivice. Položaj krilaca prikazan je na slici 18. [4]



Slika 18. Krilca
Izvor: http://code7700.com/g450_aileron.html , (pristupljeno: lipanj 2016.)

Što su krilca postavljena bliže vrhovima krila to im je veća efikasnost. Na jednom kraju krila krilce ima otklon prema gore čime se smanjuje uzgon i omogućuje spuštanje krila, a na drugom kraju krilce je prema dolje čime se povećava uzgon i krilo se podiže što je jasno prikazano na slici 19. [4]



Slika 19. Utjecaj krilaca
Izvor: http://www.daviddarling.info/encyclopedia/A/aileron.html , (pristupljeno: lipanj 2016.)

U slučaju kad krilce ima veliku dubinu, ako ima i veliki krak, onda je djelovanje torzije mnogo veće na kraju krila, a mnogo manje u korijenu. Kod nekih strijelastih krila krilca su smještena na mjestu gdje su smještena zakrilca kod konvencionalnih zrakoplova. Ovakva krilca moraju biti veća od običnih jer imaju manji krak. Kada se ispuste za određeni kut mogu služiti kao zakrilca, ali kad su spuštena djeluju kao krilca.

Krilca se moraju aerodinamički uravnotežiti kako bi se olakšao rad pilotu. Postoje dvije vrste uravnoteživanja krilaca - osovinska i rogasta. Osovinska kompenzacija je najpovoljnije rješenje sa statičke strane, a izvodi se tako što se aerodinamička površina, nos, raspoređuje ravnomjerno duž osovine. Rogasta kompenzacija izvodi se tako što se na kraju krilca osovine izbaci aerodinamička površina tzv. rog. Ovo je nepovoljnije u statičkom pogledu jer dolazi do torzije krilca. [5]

4.2. Zakrilca

Zakrilca se nalaze na izlaznoj ivici krila i služe za povećanje uzgona. Ona mogu biti takva da se samo donji dio spušta za odgovarajući kut ili da se zadnji dio krila, izveden u obliku krilaca, spušta za odgovarajući kut. U slučaju kad se samo donji dio spušta za odgovarajući kut, uz znatno povećanje uzgona imamo i znatno povećanje otpora. Zakrilca su pogodna za slijetanje, ali nepogodna za polijetanje, a najkraće polijetanje može se postići otklanjanjem zakrilca između 25 i 75%. Veća opterećenja krila po kvadratnom metru kod suvremenih zrakoplova traže sve kompliciranije uređaje za povećanje uzgona i zbog toga je nastalo mlazno zakrilce. Kod mlaznog zakrilca mlaz zraka otpuhuje granični sloj s njegove površine, a njegova efikasnost ovisi o brzini mlaza, protoku mase kroz mlaznik i o obliku mlaznika.

Otklanjanjem zakrilca povećava se krivina krila, a time se povećava i stvarni napadni kut u odnosu na osnovni profil. Napadni kut kod slijetanja je manji za 2 do 4 stupnja što omogućava korištenje nižeg stajnog trapa. Zakrilca se nalaze između krilaca i trupa i zauzimaju 60% do 70% od razmaha krila, a tetiva zakrilaca iznosi 20% do 35% od tetive krila. [5]

Na slici 20 mogu se vidjeti različiti tipovi zakrilca.

Slika 20. Zakrilca
Izvor: http://www.flightlearnings.com/2009/09/09/secondary-flight-controls-part-one-flaps/ , (pristupljeno: lipanj 2016.)

Na prvom mjestu nalazi se osnovni aeroprofil bez zakrilca. Na drugom mjestu nalazi se obično zakrilce. Na trećem mjestu nalazi se zakrilce bez procjepa, „Shrenk“ ili „Split flaps“. Os kapka nalazi se na prednjoj ivici kapka i učvršćena je nepomično za krilo.

Kapci su vrlo pogodni za izvođenje u konstruktivnom pogledu. Najveći nedostatak kapaka je što za svoj pogon trebaju hidrauličku, električnu ili pneumatsku instalaciju. [5]

Nakon zakrilca bez procjepa prikazano je zakrilce s procjepom. Kod zakrilca s procjepom otpor je mnogo manji i ovisi o kutu otklona zakrilca. Ova vrsta krilaca pogodnija je zbog manjih momenata, ali su konstruktivno znatno složenija. Svaka nepravilnost na procjepu puno smanjuje djelovanje povećanja uzgona. Jako je važno da izlazna ivica bude dovoljno kruta kako bi se održao točan procjep između izlazne ivice krila i gornje površine zakrilca. Izlazna ivica zakrilca mora biti kruta i što tanja.

Najpoznatija zakrilca su tipa Fowler, koja se mogu vidjeti na petom mjestu na slici 20, a najpoznatiji kapci su tipa ZAP. Ako se zakrilca i kapci koristi u kombinaciji s pretkrilcima, mogu se postići veće vrijednosti uzgona. Najveći nedostatak zakrilca tipa Fowler je komplicirana i teška kinematika za pomicanje unazad i otklanjanje zakrilca. Postoje i zakrilca s dvostrukim procjepom koja, za razliku od običnog zakrilca, imaju u ispuštenom stanju dva procjepa. Kod ovakvog zakrilca oba kanala u uvučenom položaju su u konturi krila. Zakrilca s dvostrukim procjepom prikazana su na šestom mjestu slike 20.

4.3. Predkrilca

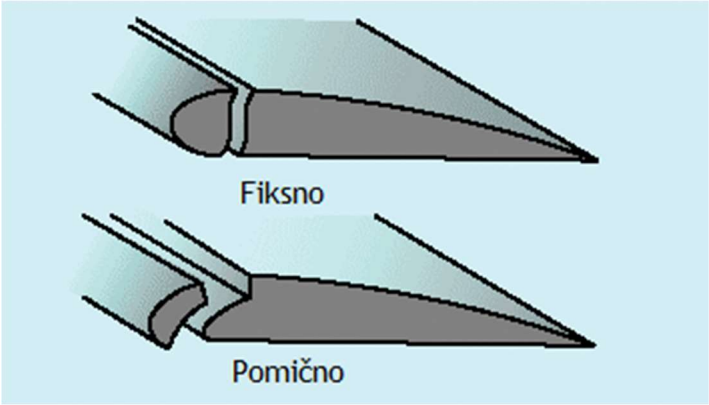
Predkrilca su uređaji za povećanje uzgona, tj. povećanje cirkulacije za ubrzanje zračne struje na gornjaci krila što osigurava bolje opticanje zračne struje oko krila i brisanje vrtloga na gornjaci krila. Rezultat je povećanje koeficijenta maksimalnog uzgona krila za 3 – 40% i povećanje kritičnog napadnog kuta za 10 do 12 stupnjeva.

Predkrilca je nemoguće izvesti preko cijelog razmaha krila i svaka prepreka ili rupa u toku struje smanjuje efikasnost i vrijednost uzgona i zato se efikasnost krilaca u praksi znatno smanjuje. Predkrilca se obično smještaju na 50% razmaha. U ovom slučaju prirast koeficijenta uzgona iznosi 1/6 od ukupnog mogućeg. Izrada procjepa mora biti precizna. Oblik i dimenzije predkrilca imaju mnogo manjeg utjecaja nego njegova pozicija.

Predkrilca poboljšavaju rad krilaca. Krilca bez predkrilaca mogu pri velikim napadnim kutovima izgubiti svoju efikasnost odljepljivanjem zračne struje.

Predkrilca mogu biti fiksna ili pomična što se može vidjeti na slici 21. Nepokretna predkrilca mogu se postaviti ispred napadne ivice krila ili uklopiti u samu konturu krila. Nepokretna predkrilca se koriste najviše kod lakih zrakoplova. Negativna strana nepokretnog predkrilca je to što kod manjih napadnih kutova povećavaju otpor osnovnog krila čak i do 50% koji se može znatno smanjiti ako se predkrilce uklopi u konturu krila. [5]

Pokretna predkrilca mogu biti upravljiva ili automatska. Upravljiva predkrilca se pomiču na zapovijed pilota i to pri velikim napadnim kutovima, dok su u horizontalnom letu priljubljena uz konturu krila. Pomicanje može biti eklektično, pneumatičko, hidrauličko ili mehaničko. Automatska predkrilca su vezana za napadnu ivicu krila i ona se pri većim napadnim kutovima automatski izbacuju ispred napadne ivice krila, a pri malim napadnim kutovima ponovno se priljubljuju uz konturu krila. Ovakva predkrilca se često primjenjuju iako je njihovo izvođenje vrlo komplicirano i takav mehanizam znatno povećava težinu krila.



Slika 21. Fiksno i pomično zakrilce
Izvor: http://slideplayer.com/slide/4207302/ , (pristupljeno: lipanj 2016.)

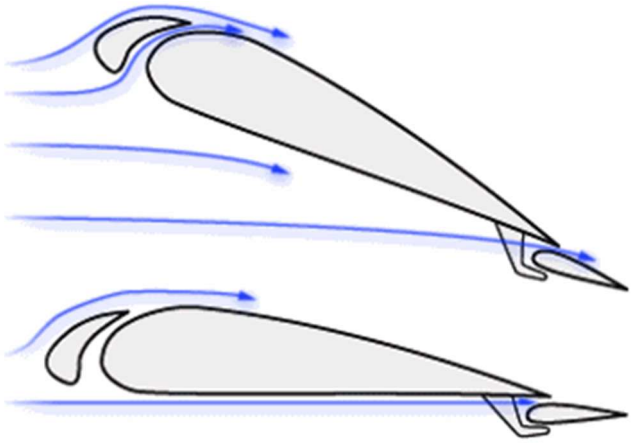
Kod većine suvremenih zrakoplova koriste se nepokretna predkrilca koja su uklopljena u konturu krila i koja su postavljena samo na dijelu napadne ivice ispred krilaca. Ovakva predkrilca su po težini najlakša i njihovo konstruktivno izvođenje nije komplicirano.

Predkrilca su teško izvodljiva kod tankih laminarnih aeroprofila i kod zrakoplova koji lete velikim brzinama. U ovom slučaju efikasnost predkrilaca je vrlo slaba, a može ju se povećati smanjenjem procjepa između krila i predkrilca. Najbolje rezultate može se dobiti uklanjanjem procjepa.

Na slici 22 mogu se vidjeti različite vrste predkrilaca. Najpoznatije od njih je Krugerovo predkrilce i na slici se nalazi na zadnjem mjestu. Izvedeno je slično kao zakrilce na izlaznoj ivici. Najveće pomicanje unaprijed kod ovog predkrilca iznosi 80% tetive predkrilca ako je tetiva predkrilca veća od 10% tetive krila. Optimalni kut otklona je 120 – 140 stupnjeva.

Slika 22. Razne vrste predkrilaca
Izvor: http://slideplayer.com/slide/4207302/ , (pristupljeno: lipanj 2016.)

Na slici 23 prikazano je strujanje zraka oko aeroprofila koji koristi i predkrilce i zakrilce pri nekom napadnom kutu i u horizontalnom letu. Istovremenim korištenjem zakrilaca i predkrilaca smanjuje se potrebna visina stajnog trapa. Pored povećanog uzgona zakrilce smanjuje kritični napadni kut za 2 do 4 stupnja.

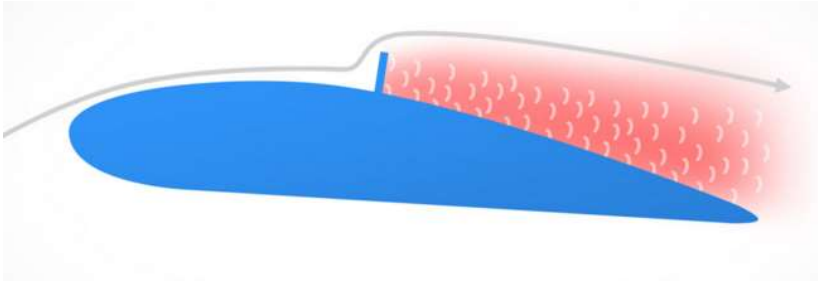


Slika 23. Aeroprofili koji koriste predkrilce i zakrilce
Izvor: http://www.airliners.net/ , (pristupljeno: lipanj 2016.)

4.4. Aerodinamička kočnica

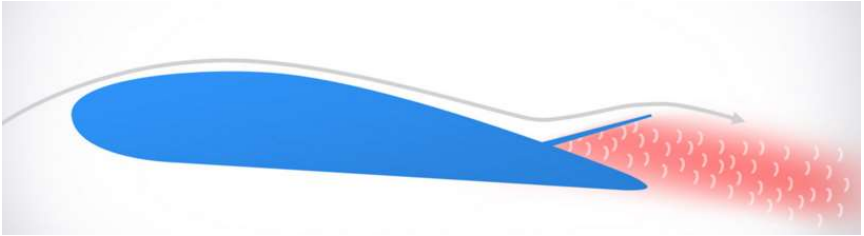
Aerodinamička kočnica je uređaj koji služi za povećanje otpora u svrhu kočenja. Ona svojim podizanjem kvari strujanje zraka oko aeroprofila. Postoje situacije u kojima je potrebno vršiti kočenje brzine u letu. Najtipičniji je slučaj tzv. "granične brzine obrušavanja". Postoje razni tipovi aerodinamičkih kočnica. Osim aerodinamičkih kočnica na krilu postoje i aerodinamičke kočnice na trupu koje se obično postavljaju na bokovima trupa s obje strane. Njima se upravlja hidrauličkim putem. Porastom brzine leta dolazi do neugodne pojave koja se zove „revers“ krilaca, a to je torzija krila prouzrokovana djelovanjem krilaca na velikim brzinama. Ova deformacija dovodi do poremećaja normalnog funkcioniranja krilaca.

Postoje dvije osnovne vrste aerodinamičkih kočnica na krilu. Prva je vertikalna aerodinamička kočnica čiji se utjecaj na strujanje zraka može vidjeti na slici 24. Ova vrsta kočnica većinom se koristi na malim zrakoplovima i jedrilicama. Kad su u podignutom stanju dolazi do poremećaja strujanja zraka na gornjaci aeroprofila. Kad se tek počnu dizati nisu pretjerano korisne, ali što su vertikalniji to bolje obavljaju svoju funkciju kočenja. Nedostatak ove vrste aerodinamičkih kočnica je ta što ih se ne može postaviti na tanko krilo. [11]



Slika 24. Vertikalna aerodinamička kočnica
Izvor: http://www.boldmethod.com/learn-to-fly/aircraft-systems/wing-spoilers/ , (pristupljeno: lipanj 2016.)

Druga vrsta aerodinamičkih kočnica na krilu je „hinged spoiler“. Ova vrsta kočnica je uobičajena za putničke zrakoplove, a prikaz strujanja zraka oko nje je dan na slici 25.



Slika 25. Hinged spoiler
Izvor: http://www.boldmethod.com/learn-to-fly/aircraft-systems/wing-spoilers/ , (pristupljeno: lipanj 2016.)

5. NOVA TEHNOLOŠKA RJEŠENJA KONSTRUKCIJE KRILA ZRAKOPLOVA

Mnogi dizajneri zrakoplova, kako bi otkrili nova rješenja u konstrukciji krila zrakoplova, promatrali su ptice u letu. Primijetili su da njihova krila pri raznim manevrima u zraku mijenjaju svoj oblik i tako olakšavaju kretanje ptice u zraku. Otkrili su da budućnost zrakoplovnog inženjerstva leži u novim tehnološkim rješenjima konstrukcije krila zrakoplova. Ova nova vrsta zrakoplova, koja koristi nove uređaje i sustave, može uvelike promijeniti, izgled, performanse i ekonomičnost eksploatacije zrakoplova. Kada se govori o novim tehnološkim rješenjima konstrukcije krila, najviše se spominje promjena oblika krila tijekom leta, tj. morfoza krila. Uz morfozu krila spominju se još i projekt poboljšanja krila s naprednim tehnologijama (AWIATOR projekt) i projekt aktivnog aeroelastičnog krila.

5.1. Morfoza krila

Morfoza krila utječe na performanse leta zrakoplova velikim promjenama njegovog oblika. Ovakve sheme eliminiraju potrebu za skupim zrakoplovima koji mogu letjeti samo na određenim visinama pri određenim brzinama. Dizajn morfirajućeg krila uključuje rotiranje, klizanje i napuhavanje mehanizama koji mijenjaju svoj oblik. Sadašnji trend u razvoju tehnologije pokazuje da se može postići poboljšanje u veličini zrakoplova, u doletu i performansama leta. Trebalo bi postići ravnotežu između promjene oblika, troškova, složenosti izgradnje i težine. Performanse zrakoplova s morfirajućim krilom uvelike ovise o tome koliko dobro se može postići tu ravnotežu.

Ova vrsta zrakoplova može promijeniti svoj oblik za razne performanse leta. Zrakoplov bi tijekom leta trebao moći izvesti relativno male izmjene svog oblika kako bi postigli što bolju kontrolu nad zrakoplovom. To može ukloniti potrebu za konvencionalnim kontrolnim površinama kao što su krilca. Cilj ovog dizajna je razviti flotu jednog modela zrakoplova koji je u stanju ispuniti razne misije i funkcije u raznim uvjetima leta. Koncept morfirajućeg krila zahtjeva niz različitih mehanizama kao što su sklapanje, proširivanje, uvlačenje krila, spajanje i razdvajanje više segmenata krila. [6]

Dizajn morfirajućeg krila može se klasificirati u tri nezavisne kategorije temeljene na osnovnom mehanizmu kod kojeg se ovakve promjene mogu postići. U prvu kategoriju se ubraja rotiranje odabranih segmenata krila ili cijelog krila, u drugu izvlačenje krila, a u treću napuhavanje odabranih komponenata krila ili napuhavanje cijelog krila.

5.1.1. Rotacija segmenata krila

Između siječnja 2003. i siječnja 2006. godine Lockheed Martin Skunk Works i Air Force Research Laboratory (AFRL) razvili su Z-krilo s prijelazom iz potpunog proširenja u poziciju koja podsjeća na presavijena krila ptice. Ovaj koncept morfirajućeg krila prikazan je na slici 26.

Zrakoplov koji bi koristio ovakvu vrstu krila bez problema bi mogao preći iz mirnog horizontalnog leta u brzu promjenu visine i brzine s naglim poniranjem i ponovno nazad u poziciju mirnog leta. Napredna vrsta materijala koja se koristi kod ovakvog krila čini to krilo glatkim što povećava njegovu aerodinamičku učinkovitost tijekom leta. [6]

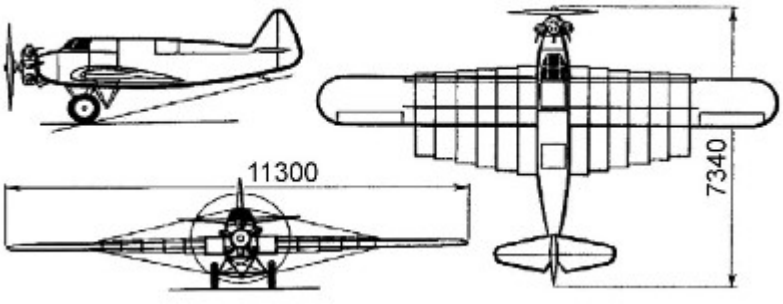
Slika 26. Z-krilo Lockheed Martin
Izvor: [8]

Godine 2003. Hypercomp / NextGen proizvodi drugu vrstu morfirajućeg krila. Ovaj oblik krila može doseći do 200% promjene vitkosti krila, 40% promjene u rasponu krila i 70% promjene površine krila. Slika 27 prikazuje konfiguracije NextGen dizajna za četiri specifična uvjeta leta. [8]

Slika 27. Hypercomp / NextGen tip morfirajućeg krila
Izvor: [8]

5.1.2. Izvlačenje, produljenje krila

Izvlačenje krila (telescopic) ima jedan ili više dijelova manjeg presjeka koji se uvlače jedan u drugi. Ova vrsta strukture omogućuje krilu da promijeni površinu i razmah krila što znači i promjenu aerodinamičke učinkovitosti uvlačenjem i izvlačenjem krila. Ivan Makhonine, ruski istražitelj, prvi je zamislio ideju za izgradnju ovakvog krila. Vanjska ploča krila uvlači se u unutarnju ploču što omogućuje prilagodbu razmaha i površine krila velikim brzinama, a pri polijetanju, slijetanju i za vrijeme ustaljenog horizontalnog leta krila se opet izvlače i tako poboljšavaju performanse ovog zrakoplova. Koncept izvlačenja krila zrakoplova RK koje je prikazano na slici 28 izgradio je G. I. Bakashaev 1937. godine. [13]



Slika 28. Fighter RK
Izvor: [13]

5.1.3. Napuhavanje krila

Za krila koja se mogu napuhati važno je da mogu smjestiti svoje kontrolne površine u prostor što manjeg volumena. Krila na napuhavanje mogu stati u prostor 10 puta manjeg volumena nego obična krila. Snaga i krutost ovog krila kontrolira se unutarnjim tlakom i modulom elastičnosti unutarnjeg materijala.

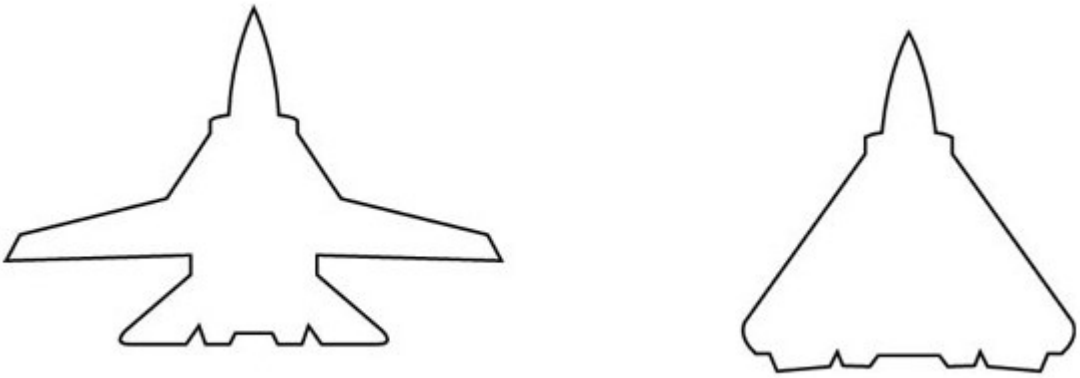
Jedan primjer zrakoplova s ovakvim krilom je Apteron koji je dizajnirao ILC Dover 1970. godine i prikazan je na slici 29. ILC Dover je dalje razvijao svoje tehnologije krila na napuhavanje pod programom imenom DARPA (Defense Advanced Research Project Agency). Kod ovog novog projekta krilo se može savijati i mijenjati svoju duljinu. [8]

Napuhavanje krila se može izvesti pomoću dva obećavajuća načina. Jedno je korištenje mekanih materijala koji mijenjaju svoju strukturu kad su izloženi suncu, a drugi način je napuhavanje krila pomoću plina koji reagira sa smolom u strukturi krila. [9]

Slika 29. ILC Dover Apteron
Izvor: https://www.researchgate.net/figure/232271708_fig2_Figure-11-ILC-Dover-'The-Apteron'-UAV , (pristupljeno: lipanj 2016.)

5.1.4. Morfoza i nanotehnologija

Istraživači su radili na zrakoplovu koji spoje svoja krila pri velikim brzinama i produže ih za vrijeme polijetanja i slijetanja kako bi postigli što veći uzgon. Primjer promjene oblika krila može se vidjeti na slici 30. Kako bi se krila mogla savijati na ovaj način NASA je razvila karbonska vlakna koja to omogućuju. Ovakvi „pametni“ materijali omogućuju zrakoplovu bolje aerodinamičke karakteristike i njime je lakše upravljati. [6]



Slika 30. Promjena oblika krila
Izvor: http://www.dummies.com/how-to/content/nanotechnology-makes-morphing-military-transport-p.html¸ (pristupljeno: lipanj 2016.)

Materijal na krilima „osjeća“ strujanje zraka oko njega služeći se senzorima kako bi mjerili tlak na svakom krilu. Koristeći aktuatore krilo može reagirati mijenjanjem svog oblika kao što ptica mijenja svoj oblik krila u letu. Koristeći senzore i aktuatore s mikroprocesorima ovi zrakoplovi mogu mjeriti svoje performanse i time uštedjeti gorivo i povećati sigurnost. Na slici 31 nalazi se zrakoplov pod nazivom „Morphing airplane“ i to je jedan od najboljih primjera zrakoplova koji koristi navedenu tehnologiju. [6]

Slika 31. NASA „Morphing airplane“
Izvor: http://www.dummies.com/how-to/content/nanotechnology-makes-morphing-military-transport-p.html , (pristupljeno: lipanj 2016.)

5.2. AWIATOR projekt

Dizajn novog zrakoplova mora zadovoljavati sve ove nove uvjete i primijeniti nove tehnologije, a postojeći zrakoplovi moraju biti nadograđeni novim tehnologijama. U sklopu ovog projekta, primjena i posebno integracija ovih tehnologija bit će demonstrirana u raznim probnim letovima.

Opći cilj ovog projekta je integracija naprednih tehnologija u nove fiksne konfiguracije krila s daljnjim ciljem postizanja značajnog koraka u poboljšanju učinkovitosti zrakoplova. Da bi se to postiglo definirani su određeni ciljevi. Jedan od tih ciljeva je smanjiti vrtlog koji zrakoplov ostavlja iza sebe i tako smanjiti potreban razmak između zrakoplova za 1 NM. Još se spominje i korištenje novih uređaja za smanjenje buke zrakoplova, za smanjenje potrošnje goriva za 2% i za smanjenje težine za 10%.

Ovaj višegodišnji Europski projekt ocjenjuje nove tehnologije krila koje će poboljšati operacije zrakoplova u svim aspektima leta. Program je pokrenuo Airbus uz pomoć mnogobrojnih kompanija, institucija, agencija, fakulteta koji su pomogli u teoretskom i praktičnom dijelu ispitivanja ovih zrakoplova. [12]

5.3. AAW projekt

NASA's Dryden Flight Research Center u suradnji s U.S. Air Force Research Laboratory (AFRL) i Boeing Phantom Works istraživao je adaptaciju zrakoplova braće Wright i njihov

pristup upravljanja zrakoplova pomoću savijanja krila. Fokus ovog projekta je mijenjanje i razvijanje koncepta fiksnog krila uvijanjem fleksibilnog krila na zrakoplovu iste veličine. Za ispitivanje ovog projekta izabran je modificirani F/A-18A dobiven od američke mornarice 1999. godine koji je prikazan na slici 32. [10]

Slika 32. F/A 18A
Izvor: http://www.military-today.com/aircraft/boeing_fa_18_ac_hornet.htm, (pristupljeno: lipanj 2016.)

Aerodinamičke sile koje djeluju na tradicionalne površine na ovom zrakoplovu, kao što su zakrilca i krilca korištene su kako bi se inače fiksno krilo moglo saviti i kako bi se lakše upravljalo ovim zrakoplovom.

Kad je Orville Wright 17. prosinca 1903. godine prvi put poletio nije koristio krilca i zakrilca na svom zrakoplovu. Umjesto toga, braća Wright izabrali su okretanje ili vitoperenje vrhova krila kako bi lakše kontrolirali let zrakoplovom. Umjesto korištenja jedne od dviju palica koji su imali na zrakoplovu, oni su osmislili sedlo u kojem je ležao pilot. Sedlo se spajalo s vrhovima krila. Tako je pilot pomičući svoje bokove lijevo ili desno pomicao i vrhove krila prema gore ili dolje pružajući posebnu kontrolu nad zrakoplovom.

Istraživanje ovog projekta započelo je 1996. godine, a projekt je završio 2005. godine. Tijekom godina, zrakoplov s aktivnim aeroelastičnim krilom, podvrgnut je opsežnim strukturnom opterećenjima, testovima krutosti krila, testovima vibracija i performansi ovog zrakoplova. [10]

Uz uspješno izvršen zadatak stvaranja aktivnog aeroelastičnog krila istraživači će sad imati više slobode u stvaranju učinkovitijih i tanjih krila za buduće zrakoplove koji će imati puno bolje performanse i smanjenu strukturnu težinu krila od 10 do 20% što će omogućiti povećanje učinkovitosti goriva.

5.4. NASA „X – planes“

Američki X zrakoplovi bili su NASA-in projekt poslije Drugog svjetskog rata. U zrakoplovu X-1 pilot Chuck Yeager probio je zvučni zid, a zrakoplov X-15 letio je u svemir. NASA „New Aviation Horizons“ sad ponovno želi vratiti X zrakoplove, vidljive na slici 33, koji bi koristili nove tehnologije, a koji bi financirala Američka vlada. Ova vrsta zrakoplova trebala bi manje zagađivati okoliš, trošiti manje goriva i za njih bi trebalo biti kraće operacije prihvata i otpreme.

Svrha ovog projekta je istraživanje kompozitnih materijala, zakrilca koja mijenjaju oblik i pokušaj dugoročnog smanjivanja troškova za cijelu zrakoplovnu industriju. Ova vrsta zrakoplova bit će povoljnija za supersonični let, imati će baterije za pokretanje propelera i pokretna krila koja također mogu letjeti i manjim brzinama. Neki od dizajna uključuju i dvostruko široki trup. [12]

Slika 33. NASA X-zrakoplovi
Izvor: http://www.gizmag.com/nasa-x-planes-return/41937/?li_source=LI&li_medium=default-widget, (pristupljeno: lipanj 2016.)

6. UTJECAJ AEROPROFILA I OBLIKA KRILA NA AERODINAMIČKA SVOJSTVA ZRAKOPLOVA

Na krilu se stvara sila uzgona i zajedno s horizontalnim dijelom repa je noseća površina zrakoplova i zbog toga predstavlja najvažniji element zrakoplova. Aerodinamičke karakteristike jednog zrakoplova ovise o kvaliteti njegovog krila, zato se izboru oblika krila posvećuje najviše pažnje. Potrebno je odrediti profil krila, vitkost, oblik u ravnini, suženje strijele, površinu i mehanizaciju krila.

6.1. Utjecaj aeroprofila

Aerodinamičke karakteristike aeroprofila najviše ovise o njegovoj relativnoj debljini i skeletnoj liniji koja utječe na aerodinamičke karakteristike svojim oblikom i položajem najveće krivine. Aeroprofili se dijele u dvije grupe, na simetrične i nesimetrične. Simetrični profili se dijele na klasične i laminarne. Nesimetrični profili dijele se na ispupčene, ravne i izdubljene.

Različiti aeroprofili daju različite karakteristike u letu. Tisuće aeroprofila testirano je u zračnim tunelima i stvarnom letu, ali niti jedan od tih aeroprofila nije zadovoljio baš svaki uvjet. Težina, brzina i svrha svakog zrakoplova postavljaju određene uvjete za aeroprofil koji će se koristiti na zrakoplovu. Dokazano je da najbolje performanse pokazuju aeroprofili sa zakrivljenijom donjom površinom. Kasnije je dokazano da ovakvi aeroprofili žrtvuju previše brzine da bi postigli uzgon potreban za polijetanje zrakoplova pa se zato nisu koristili na zrakoplovima koji lete velikim brzinama. Radi toga su na aeroprofil dodana predkrilca i zakrilca koja povećavaju zakrivljenost aeroprofila koji daju veći uzgon pri manjim brzinama. Na slici 34. Mogu se vidjeti različiti oblici aeroprofila koji se najčešće koriste kod planiranja zrakoplova. [2]

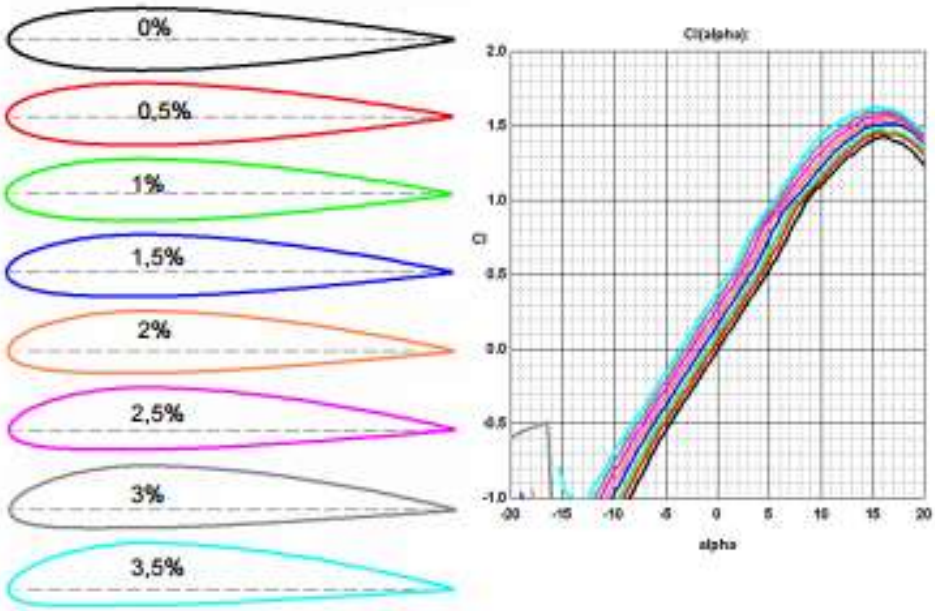
6.1.1. Utjecaj relativne krivine

Relativna krivina aeroprofila u najvećoj mjeri određuje vrijednosti maksimalnog uzgona, minimalnog otpora i koeficijenta momenta. Veličina maksimalne relativne krivine kreće se od 0 do 2%. Kod bržih zrakoplova ne upotrebljavaju aeroprofili male krivine od 0 do 2%.

Na slici 34 može se vidjeti da koeficijent uzgona raste s krivinom. Položaj maksimalne krivine ima veliki utjecaj na uzgon. Maksimalni koeficijent uzgona se smanjuje pomicanjem tjemena krivine unazad, no time se dobije blaži prijelaz na tjemenu linije uzgona. Koeficijent minimalnog otpora raste s povećanjem krivine. Kod simetričnih profila relativna krivina jednaka je nuli i oni imaju najmanji koeficijent otpora.

Odabirom veće krivine snižava se nagli porast koeficijenta otpora i time se snižava vrijednost kritičnog Machovog broja, dok kod velikih Machovih brojeva krivina veća od 2% povećava koeficijent otpora.

Profil krila također utječe na stabilnost, upravljivost i ponašanje zrakoplova u letu. Poprečna stabilnost je vrlo važna kod školskih zrakoplova, ali ne igra veliku ulogu kod lovačkih zrakoplova.

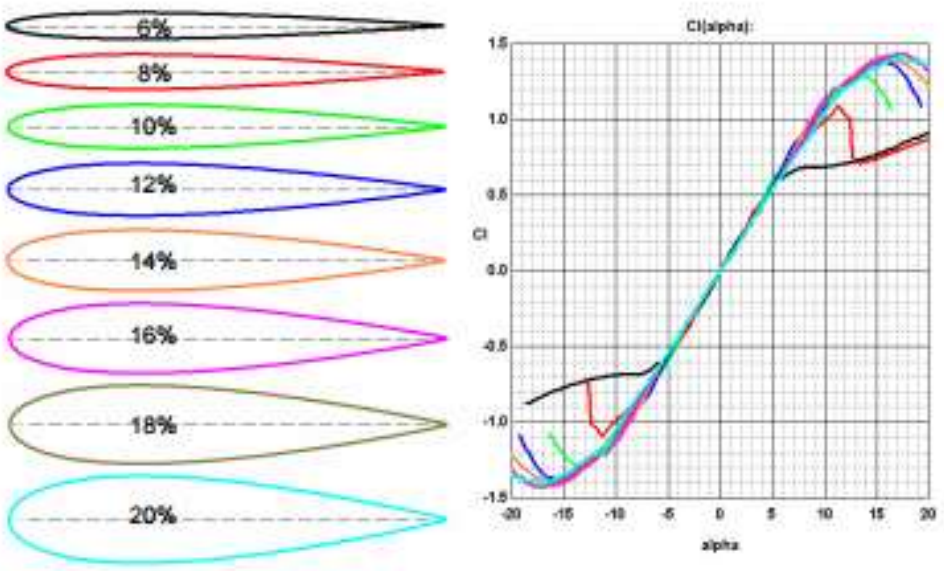


Slika 34. Utjecaj relativne krivine na uzgon
Izvor: http://itlims.meil.pw.edu.pl/zsis/pomoce/BIPOL/BIPOL_1_handout_8A.pdf , (pristupljeno: lipanj 2016.)

6.1.2. Utjecaj debljine aeroprofila

Relativna debljina i njezin položaj imaju veliki utjecaj na aerodinamičke karakteristike. Relativna debljina ima manji utjecaj od relativne krivine i izražena je u postotcima tetive profila. Na slici 34 može se vidjeti da su vrijednosti maksimalnog uzgona najveće pri relativnim debljinama oko 12%, a iznad i ispod 12% vrijednosti uzgona opadaju. Ovo pravilo vrijedi za sve aeroprofile.

Kod laminarnih aeroprofila najveća debljina se nalazi na oko 40 do 70% tetive, a kod klasičnih na oko 30% tetive. Povećanjem brzine zrakoplova pomiče se točka prijelaza iz laminarnog u turbulentno strujanje i položaj maksimalne debljine pomiče se unatrag. Profili se dijele na tanke, srednje i debele. Relativna debljina kod tankih je 9%, kod srednjih od 9 do 15%, a debeli su preko 15%, a može iznositi do 22%. [2]



Slika 35. Utjecaj relativne debljine aeroprofila na uzgon
Izvor: http://itlims.meil.pw.edu.pl/zsis/pomoce/BIPOL/BIPOL_1_handout_8A.pdf , (pristupljeno: lipanj 2016.)

6.1.3. Utjecaj na performanse

Aeroprofil ima jedan od najvećih utjecaja na performanse zrakoplova. Niti jedan profil ne može imati generalnu primjenu nego svaki zrakoplov zahtjeva posebno istraživanje najpovoljnijeg aeroprofila. Pri izboru profila potrebno je obratiti posebnu pažnju uvjetima rada tog profila, vrijednostima Reynoldsovog broja Re i Machovog kritičnog broja Ma_{kr}. Machov kritični broj je ona vrijednost Machovog broja kod koje je zrakoplov još uvijek upravljiv. Kad zrakoplov pređe Machov kritični broj gubi upravljivost i pilot više njime ne može vladati. Vrijednost ovog broja označena je na brzinomjeru u pilotskoj kabini crvenom bojom i nju pilot ne smije preći. Pri slijetanju zrakoplov bi trebao imati što manji kut poniranja i najbolju finesu. Dužina slijetanja treba biti što manja, ali pri tome vertikalna brzina propadanja se ne smije preći da ne bi došlo do grubog udaranja u zemlju. Da bi se smanjila brzina slijetanja potrebno je izabrati profile koji daju veliki koeficijent maksimalnog uzgona.

6.2. Utjecaj oblika krila

U današnje vrijeme postaje sve teže još poboljšati performanse zrakoplova bez povećanja razmaha ili relativne krivine krila. Također postoji mogućnost da će zrakoplov imati lošije performanse zbog izbora nepovoljnog oblika krila. Inducirani otpor je najbitniji otpor koji djeluje na krilo, a raste s rastom relativne krivine.

Oblik krila i aeroprofil moraju biti odabrani na način da omogućuju maksimalnu učinkovitost zakrilaca, posebno pri malim brzinama, bez velikog povećanja otpora.

Pravokutno krilo ima odlične karakteristike otpora, posebno ako je napravljeno u kombinaciji s trapeznim krilom. Dokazano je da se više malih vrtloga stvara oko pravokutnih krila, posebno na vrhovima krila. To se događa zbog relativno oštrih rubova krila, a time znamo da se puno energije troši na nepotrebne vrtloge i zbog toga je ovakvom zrakoplovu vrlo teško skupiti energiju potrebnu za uzlijetanje. Nešto bolje performanse ima trapezno krilo, a minimalni gubitak performansi postiže se duplim trapeznim krilom. Kod pravokutnog krila mali uzgon se stvara na krajevima krila, a veliki na korijenu. Otpor se počinje stvarati na dijelu gdje je koeficijent uzgona najveći. Pravokutna krila se koriste samo kod jeftinih i sporih zrakoplova.

Eliptično krilo je savršeno za subsonične zrakoplove jer se na njemu stvara minimalan inducirani otpor s obzirom na vitkost krila, ali sama konstrukcija ovakvog krila je vrlo komplicirana. Eliptično krilo ima jednako raspoređen uzgon koji se počne stvarati na korijenu krila i nastavlja se širiti do vrhova. Na isti način na eliptičnom krilu stvara se i otpor što daje pilotu određeno upozorenje od trenutka kad se otpor stvori na korijenu do trenutka kad dođe do vrha krila. Prilikom djelovanja otpora na krilo krilca imaju manji učinak i otežava se kontrola nad zrakoplovom.

Eliptično krilo ima nekoliko nedostataka u odnosu na pravokutno krilo. Pilot može lako izgubiti kontrolu nad zrakoplovom jer se duž cijelog raspona eliptičnog krila stvara nepredvidivi otpor. Problem koji je nastao zbog pojave otpora moguće je riješiti stanjivanjem i uvijanjem krila na vrhovima. Oblik elipse je nepovoljnije od pravokutnog oblika zbog troškova i komplikacija u proizvodnji. Ako se usporedi trapezno krilo s idealnim, eliptičnim krilom, pri malim Re brojevima , na jednom krilu se stvara otpor ranije nego na drugom i to uzrokuje nestabilnost zrakoplova. Suženje krila je najveća mana trapeznog krila u odnosu na poprečnu stabilnost pa se s njim ne treba pretjerati. Preporučljivo je da suženje krila bude 1,5 do 2.

Strjelasto krilo čiji je kut strijele 45 stupnjeva ima 70% zakrivljeniju površinu u odnosu na pravokutno krilo, a ovakav kut strijele ima učinak povećavanja kritičnog napadnog kuta za 30%. Kad se kut strijele upotrebljava na velikim površinama zrakoplova kao što su krila ili vertikalni stabilizator, zrakoplov može lakše doseći brzinu od Mach 1. Strijela krila mjeri se u odnosu na fokusnu liniju koja se nalazi na 25% od tetive krila.

Utjecaj strijele krila je takav da pomiče nepovoljne promjene aerodinamičkih koeficijenata prema većim Machovim brojevima. Strijela od 40 stupnjeva povećava Machov kritični broj za oko 10% u odnosu na pravokutno krilo. Ovakav zrakoplov može letjeti s 10% većim brzinom bez povećanja koeficijenta otpora.

Kad zrakoplov sa strjelastim krilom leti transsoničnom brzinom, nešto malo ispod brzine zvuka, na njegovim krilima se pojavljuje val koji stvara tlak i koji je tipičan za zrakoplove koji lete manjim brzinama, može se pojaviti i pri brzinama manjim od 1 Macha jer je lokalna brzina zvuka određena gustoćom zraka. Nagli pad gustoće zraka do kojeg dolazi zbog promjena na konturama krila, iza najveće debljine aeroprofila, prouzrokovat će pad lokalne brzine zvuka. Na ove nepovoljne valove može se utjecati tako da se smanji debljina aeroprofila. Zbog ove pojave većina zrakoplova koja leti transsoničnim brzinama, iznad O,8 Macha, koriste i superkritična krila koja imaju ravniji gornji dio na kojima se ne stvara tako velika promjena strujanja zraka. Na krilima koji imaju ravniji gornji dio dolazi do smanjenja uzgona koje se onda može nadoknaditi tako da se više zakrivi donji dio.

Da bi se stvorili udarni valovi potrebno je puno energije i zato zrakoplov mora proizvesti dodatni potisak da bi nadoknadio gubitak. S obzirom da to da se udarni valovi stvaraju kad brzina zraka dosegne supersoničnu brzinu, postoji određena kritična brzina pri kojoj je lakše primijetiti ovaj efekt.

U statičkom pogledu najpovoljnije krilo je delta krilo jer je u obliku trokuta, ali je nepovoljno u aerodinamičkom pogledu jer ima vrlo lošu aerodinamičku stabilnost. Pri prelasku sa transsonične na supersoničnu brzinu prednji rub delta krila neće stvarati udarni val koji se formira na trupu pa je zbog toga puno lakše upravljati takvim zrakoplovom. Delta krilo najčešće se koristi pri nadzvučnim brzinama. Povećanjem napadnog kuta prednji rub krila stvara vrtlog što omogućuje delta krilu dodatno povećanje napadnog kuta.

Delta krila imaju puno veći prostor za gorivo ili smještaj druge opreme, a dodatna prednost je jednostavnost proizvodnje ovakvih krila, ali nedostatak je to što ne stvaraju mnogo uzgona pri malim brzinama pa je brzina pri slijetanju također velika. Delta krilo u korijenu ima najveću tetivu, a na kraju minimalnu i zato što je u obliku trokuta pruža povoljne uvjete za raspored ramenjača. Ovakvo krilo se može iskoristiti za smještanje stajnog trapa jer koristi male relativne debljine, od 4 – 6%, a to je nemoguće kod drugih krila iste relativne debljine. Kod delta krila koji imaju vitkost 2,5 ili manje ne dolazi do autorotacije krila.

Nedostatak delta krila je vrlo veliki napadni kut za postizanje maksimalnog koeficijenta uzgona. Pri visokim napadnim kutovima na prednjem rubu krila stvara se vrtlog koji smanjuje tlak iznad krila i time povećava uzgon.

7. ZAKLJUČAK

Zrakoplov je svaka naprava koja je u stanju da se svojim vlastitim pogonom samostalno održava u zraku, te se od početka zrakoplovstva sve do danas uvijek težilo postizanju što duljeg leta. Krilo zrakoplova je najvažnija aerodinamička površina koja služi za postizanje uzgona i stoga su zrakoplovni inovatori uvijek težili poboljšanju i razvoju konstrukcije krila i njegovih mehanizama. Mehanizme za povećanje uzgona predstavljaju krilca, predkrilca, zakrilca i aerodinamičke kočnice koji pravilnim podešavanjem omogućuju lakše manevriranje zrakoplova.

Sam oblik krila uvelike mijenja njegova svojstva i performanse. Postoji nekoliko glavnih oblika krila koji svojim oblikom utječu na značajke zrakoplova, njegovu čvrstoću, težinu i inducirani otpor, a to su pravokutno, eliptično, strjelasto, trapezno i delta krilo. Čeoni oblici krila su nisko, srednje i visoko krilo. Dizajn krila za moderne zrakoplove, s znatno poboljšanim performansama leta, nema samo problem sa čvrstoćom, nego sa cijelim nizom čimbenika koji se moraju uzeti u obzir pri dizajniranju strukture krila u odnosu na konvencionalni dizajn krila.

Uz promjenu i poboljšanje oblika krila također se mora posvetiti pažnja pri izboru prikladnog oblika aeroprofila. Oblik aeroprofila ovisi o tome za koja područja brzina je namijenjeno. Nesimetrični aeroprofili su pogodniji za zrakoplove malih brzina dok je kod simetričnih aeroprofila potrebna najmanja sila za stvaranje uzgona.

Krila su aerodinamičke površine koje se dobije nizanjem aeroprofila jedan do drugog. Ona stvaraju uzgonske sile koje pomažu pri održavanju zrakoplova u letu i omogućavanja upravljanja zrakoplovom. Opterećenje krila definira se kao težina po jedinici površine krila zrakoplova, a vrste opterećenja koje djeluju na zrakoplov su aerodinamička sila, sila potiska, težina strukture krila ili pojedinih dijelova postavljenih uz samu strukturu ili ispod krila.

Kako bi zrakoplovu omogućili što veću brzinu i kako bi se što više moguće skratila potrebna brzina staze za polijetanje i slijetanje, koriste se mehanizmi za povećavanje uzgona. Ti uređaji su predkrilca, zakrilca, krilca i aerodinamičke kočnice. Krilca su uređaji koji se nalaze na krilu zrakoplova i koji služe za naginjanje zrakoplova u lijevu ili desnu stranu, dok zakrilca i pretkrilca služe za povećanje uzgona, a aerodinamička kočnica za povećanje otpora u svrhu kočenja.

Današnji trend razvoja tehnologije teži postići poboljšanje u veličini zrakoplova, u doletu i performansama leta s ciljem postizanja što je moguće bolje ravnoteže između promjene oblika, troškova, složenosti izgradnje i težine. Performanse zrakoplova s morfirajućim krilom uvelike ovise o tome koliko dobro se može postići tu ravnotežu. Morfoza krila uključuje rotiranje, klizanje i napuhavanje mehanizama koji mijenjaju svoj oblik.

Aerodinamičke karakteristike jednog zrakoplova ovise o kvaliteti njegovog krila, zato se izboru oblika krila posvećuje najviše pažnje. Potrebno je odrediti profil krila, vitkost, oblik u ravnini, suženje strijele, površinu i mehanizaciju krila. Različiti aeroprofili daju različite karakteristike u letu. Tisuće aeroprofila testirano je u zračnim tunelima i stvarnom letu, ali niti jedan od tih aeroprofila nije zadovoljio baš svaki uvjet. Težina, brzina i svrha svakog zrakoplova postavljaju određene uvjete za aeroprofil koji će se koristiti na zrakoplovu.

Danas se vjeruje da budućnost modernog zrakoplovstva leži u pretpostavci da posebnu pažnju treba posvetiti promatranju pokreta krila ptica u letu te da na temelju toga može donijeti zaključke koji će pomoći pri daljnjem razvoju oblika krila i novih tehnoloških rješenja konstrukcije krila zrakoplova.

Literatura

1. Radojković, D.: *Gradnja vazduhoplova*, Komanda ratnog vazduhoplovstva, Beograd 1964.
2. Vidović, A.: *Osnove tehnike zračnog prometa*, Autorizirana predavanja, Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti, Zagreb, 2002.
3. Steiner, S., Vidović, A., Bajor, I., Pita, O., Štimac, I.: *Zrakoplovna prijevozna sredstva I*, Fakultet prometnih znanosti, Zagreb, 2008.
4. Baraba, I.: *Osnovi konstrukcije zrakoplova i zrakoplovni sistemi*, Centar za odgoj i usmjereno obrazovanje kadrova u zračnom saobraćaju, Zagreb, 1977.
5. Milutinović, S.: *Konstrukcija aviona*, Građevinska knjiga, Beograd, 1976.
6. Boysen E., Muir N.: *Nanotechnology For Dummies*, 2nd Edition, Wiley Publishing, Inc., Hoboken, 2011.
7. Raymer, D. P.: *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, AIAA Education Series, Washington, 1992.
8. http://dnc.tamu.edu/projects/flowcontrol/Morphing/public_html/darpa.html (pristupljeno: lipanj 2016.)
9. https://www.researchgate.net/figure/232271708_fig2_Figure-11-ILC-Dover-'The-Apteron'-UAV, lipanj 2016.
10. https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-061-DFRC.html (pristupljeno: lipanj 2016.)
11. http://www.boldmethod.com/learn-to-fly/aircraft-systems/wing-spoilers/ (pristupljeno: lipanj 2016.)
12. http://www.gizmag.com/nasa-x-planes-return/41937/?li_source=LI&li_medium=default-widget (pristupljeno: lipanj 2016.)
13. http://www.ctrl-c.liu.se/MISC/RAM/rk.html (pristupljeno: lipanj 2016.)
14. http://sciencelearn.org.nz/Contexts/Flight/Science-Ideas-and-Concepts/Wing-aspect-ratio (pristupljeno: lipanj 2016.)
15. http://www.daviddarling.info/encyclopedia/A/aileron.html (pristupljeno: lipanj 2016.)
16. http://www.flightlearnings.com/2009/09/09/secondary-flight-controls-part-one-flaps/ (pristupljeno: lipanj 2016.)
17. http://aviatorials.blogspot.hr/2013/08/aerodynamics-definitions-and-terms.html (pristupljeno: lipanj 2016.)
18. http://quest.nasa.gov/aero/planetary/atmospheric/aerodynamiclift.html (pristupljeno: lipanj 2016.)

Popis slika

Slika 1.Osnovni oblici krila u ravnini 3
Slika 2. Pravokutno krilo 4
Slika 3. Eliptično krilo 4
Slika 4. Trapezno krilo 5
Slika 5. English Electric Canberra 6
Slika 6. Strjelasto krilo 6
Slika 7. Veliki i mali kut strijele 7
Slika 8. Strjelasto krilo sa strijelom unaprijed i unatrag 8
Slika 9. Avro Vulcan 9
Slika 10. Razni oblici Delta krila 10
Slika 11. Položaj krila po visini- 10
Slika 12. Čeoni oblici krila 11
Slika 13. Aeroprofil 13
Slika 14. Napadni kut 13
Slika 15. Kut dihedrala 15
Slika 16. Vitkost krila 16
Slika 17. Uređaji za povećanje uzgona 18
Slika 18. Krilcal 19
Slika 19. Utjecaj krilaca 19
Slika 20. Zakrilca 21
Slika 21. Fiksno i pomično zakrilce 23
Slika 22. Razne vrste predkrilaca 23
Slika 23. Aeroprofili koji koriste predkrilce i zakrilce / 24
Slika 24. Vertikalna aerodinamička kočnica 25
Slika 25. Hinged spoiler 25
Slika 26. Z-krilo Lockheed Martin 27
Slika 27. Hypercomp / NextGen tip morfirajućeg krila 27
Slika 28. Fighter RK (Weisshaar 2006) 28

Slika 29. ILC Dover Apteron 29
Slika 30. Promjena oblika krila 29
Slika 31. NASA „Morphing airplane“ 30
Slika 32. F/A 18A 31
Slika 33. NASA X-zrakoplovi 32
Slika 34. Utjecaj relativne krivine na uzgon 34
Slika 35. Utjecaj relativne debljine aeroprofila na uzgon 35

METAPODACI

Naslov rada: Utjecaj aeroprofila i oblika krila na aerodinamička svojstva zrakoplova
Student: Eva Oršulić
Mentor: izv. prof. dr. sc. Andrija Vidović

Naslov na drugom jeziku (engleski):
Influence of Aerofoil and Wing Shape on Aerodynamic Characteristics

Povjerenstvo za obranu:

- prof. dr. sc. Sanja Steiner predsjednik
- izv. prof. dr. sc. Andrija Vidović mentor
- mr. sc. Miroslav Borković član
- doc. dr. sc. Anita Domitrović zamjena

Ustanova koja je dodijelila akademski stupanj: Fakultet prometnih znanosti Sveučilišta u Zagrebu
Zavod: Zavod za zračni promet
Vrsta studija: Preddiplomski
Studij: Promet (npr. Promet, ITS i logistika, Aeronautika)
Datum obrane završnog rada: 07. ožujak 2017.

Napomena: pod datum obrane završnog rada navodi se prvi definirani datum roka obrane.

IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOST

Izjavljujem i svojim potpisom potvrđujem kako je ovaj Završni rad isključivo rezultat mog vlastitog rada koji se temelji na mojim istraživanjima i oslanja se na objavljenu literaturu što pokazuju korištene bilješke i bibliografija. Izjavljujem kako nijedan dio rada nije napisan na nedozvoljen način, niti je prepisan iz necitiranog rada, te nijedan dio ne krši bilo čija autorska prava. Izjavljujem također, kako ni jedan dio rada nije iskorišten za bilo koji drugi rad u bilo kojoj drugoj visokoškolskoj, znanstvenoj ili obrazovnoj ustanovi.

Svojim potpisom potvrđujem i dajem suglasnost za javnu objavu Završnog rada pod naslovom Zaštitni pregled zrakoplova, na internetskim stranicama i repozitoriju Fakulteta prometnih znanosti, Digitalnom akademskom repozitoriju (DAR) pri Nacionalnoj i sveučilišnoj knjižnici u Zagrebu.

Student:

U Zagrebu, 17. veljače 2017.____ ___Eva Oršulić_____

(potpis)