

Analiza alternativnih načina povećanja uzgona na krilu aviona

Vojvodić, Luka-Stjepan

Undergraduate thesis / Završni rad

2021

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:119:111006>

Rights / Prava: [In copyright](#)/[Zaštićeno autorskim pravom.](#)

Download date / Datum preuzimanja: **2024-07-26**



Repository / Repozitorij:

[Faculty of Transport and Traffic Sciences - Institutional Repository](#)



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

Luka- Stjepan Vojvodić

**ANALIZA ALTERNATIVNIH NAČINA POVEĆANJA
UZGONA NA KRILU AVIONA**

Završni rad

Zagreb, 2021.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI
ODBOR ZA ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 11. svibnja 2021.

Zavod: **Zavod za aeronautiku**
Predmet: **Teorija leta I**

ZAVRŠNI ZADATAK br. 6439

Pristupnik: **Luka-Stjepan Vojvodić (0083219174)**
Studij: **Aeronautika**
Smjer: **Pilot**
Usmjerenje: **Vojni pilot**

Zadatak: **Analiza alternativnih načina povećanja uzgona na krilu aviona**

Opis zadatka:

Objasniti što je uzgon i kako nastaje na krilima aviona. Objasniti vezu između uzgona i brzine leta, te potrebu za povećanim uzgonom pri uzlijetanju i slijetanju aviona.

Opisati konvencionalne metode za povećanje uzgona. Nabrojati i objasniti alternativne metode za povećanje uzgona. Navesti primjere primjene na konkretnim avionima, te prednosti i nedostatke pojedinih metoda. Potražiti i prikazati kvantitativne pokazatelje uspješnosti pojedinih metoda te napraviti komparativnu analizu alternativnih metoda, kao i usporedbu alternativnih metoda u odnosu na konvencionalne metode.

Izvesti zaključke.

Mentor:

Predsjednik povjerenstva za
završni ispit:

mr. sc. Davor Franjković, v. pred.

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti

ZAVRŠNI RAD

ANALIZA ALTERNATIVNIH NAČINA POVEĆANJA UZGONA NA KRILU AVIONA

ANALYSIS OF ALTERNATIVE METHODS OF INCREASING LIFT ON THE AIRPLANE WING

Mentor: mr. sc. Davor Franjković

Student: Luka- Stjepan

Vojvodić

JMBAG: 0083219174

Zagreb, rujan 2021.

SAŽETAK

Svrha i cilj ovog završnog rada je proučiti i opisati klasične i alternativne metode povećanja uzgona na zrakoplovu te obraditi njihov razvoj i karakteristike. Proučiti podjele i primjene metoda povećanja uzgona te napraviti usporedbu njihove uspješnosti.

U prvom poglavlju su opisani primjeri čije je razumijevanje potrebno za daljnju obradu teme.

Zatim su obrađene klasične metode povećanja uzgona na zrakoplovima kao što su: obična zakrilca, podijeljena zakrilca, podijeljeno zakrilce s translacijom, zakrilce s procijepom, Fowlerovo zakrilce, zakrilce s dva procijepa, fiksna pretkrilca s procijepom, upravljivo pretkrilce s procijepom, zakretni nos pretkrilce te Krügerovo pretkrilce.

Nadalje su opisane alternativne metode povećanja uzgona: metode kontrole graničnog sloja, mlaznička zakrilca, generatori vrtloga i vektoriranje potiska.

U zadnjem poglavlju je napravljena analiza učinkovitosti i uspješnosti pojedinih metoda povećanja uzgona.

SUMMARY

The purpose and goal of this final paper are to study and describe classical and alternative methods of increasing lift on an aircraft and to process their development and characteristics. Study the divisions and applied methods of increasing lift and make a comparison of their performance.

The first chapter describes examples whose understanding is needed to further address the topic.

Then, the classic methods of increasing lift on aircraft are processed, such as: ordinary flaps, split flaps, split flaps with translation, flaps with a slit, Fowler flaps, flaps with two processes, fixed slat with a slit, controllable slats with a slit, slat with swivel nose and Krüger slat.

Alternative methods of increasing lift are further described: boundary layer control methods, jet flaps, vortex generators, and thrust vectoring.

In the last chapter, an analysis of the efficiency and effectiveness of individual methods of increasing buoyancy was made.

SADRŽAJ

1.UVOD	1
2.UZGON	2
2.1 OPĆENITO O UZGONU.....	2
2.2 UZGON PRI POLIJETANJU I SLIJETANJU	3
3.KLASIČNE METODE POVEĆANJA UZGONA	5
3.1 ZAKRILCA	6
3.1.1 OBIČNO ZAKRILCE	7
3.1.2 PODIJELJENO ZAKRILCE	8
3.1.3 PODIJELJNO ZAKRILCE S TRANSALCIJOM.....	10
3.1.4 ZAKRILCE S PROCIJEPOM.....	10
3.1.5 FOWLEROVO ZAKRILCE	11
3.1.6 ZAKRILCE S DVA PROCIJEPA.....	12
3.2 PRETKRILCA	13
3.2.1 FIKSNO PRETKRILCE S PROCIJEPOM	14
3.2.2 UPRAVLJIVO PRETKRILCE S PROCIJEPOM	15
3.2.3 ZAKRETNI NOS PRETKRILCA	17
3.2.4 KRÜGEROVO PRETKRILCE	18
4. ALTERNATIVNE METODE POVEĆANJA UZGONA	19
4.1 KONTROLA GRANIČNOG SLOJA.....	19
4.2 COANDA EFFECT	23
4.3 MLAZNIČKO ZAKRILCE	24
4.4 GENERATORI VRTLOGA.....	28
4.5 VEKTORIRANJE POTISKA.....	29
5. USPOREDBA METODA POVEĆANJA UZGON	30
ZAKLJUČAK	33
LITERATURA	34
POPIS SLIKA I TABLICA	36

1.UVOD

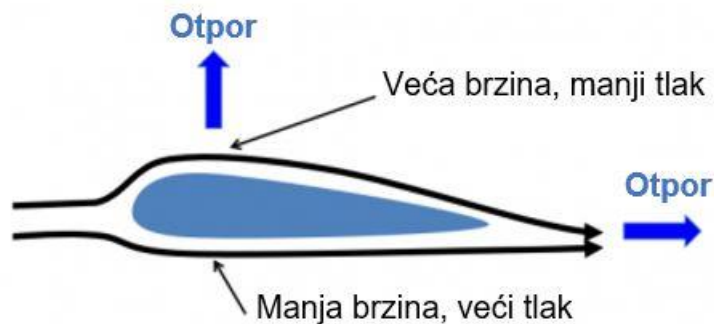
U projektiranju zrakoplova i zrakoplovnom inženjerstvu, uređaj za povećanje uzgona je komponenta ili mehanizam na krilu koji povećava količinu uzgona koju proizvodi krilo. Glavna potreba za ovakvim uređajem je proširenje envelope sigurnog leta i povećanje upravljivosti za pojedine borbene zrakoplove. Zrakoplovi imaju zahtjev za siguran let na maloj brzini jer se smanjenjem prilazne brzine i brzine odlijepljenja od piste smanjuju potrebne duljine uzletno-sletne staze za slijetanje i polijetanje. Iz tih razloga su konstruktori zrakoplova osmislili i dizajnirali uređaje koji su omogućili siguran let na malim brzinama bez negativnih učinaka na letne karakteristike kod zrakoplova drugim režimima leta, kao što je krstareći let. Uređaj za povećanje uzgona može biti fiksna komponenta ili pokretni mehanizam koji se može aktivirati po potrebi. Podjela uređaja za povećanje uzgona i principi njihovog rada će biti opisani u narednim poglavljima.

Veličina i mogućnost proizvodnje uzgona fiksnog krila odabrani su kao kompromis između različitih zahtjeva. Na primjer, veće krilo će pružiti više uzgona i smanjiti potrebne udaljenosti i brzine za polijetanje i slijetanje, ali će povećati otpor, što će smanjiti performans tijekom krstarenja. Moderni putnički zrakoplovi imaju krila dizajnirana za brzinu i efikasnost u krstarećoj fazi leta jer u toj fazi leta zrakoplov provede najviše vremena. Uređaji za povećanje uzgona kompenziraju kompromis u dizajnu tako da povećavaju uzgon na polijetanju i slijetanju, ali omogućavaju efikasan rad krila u krstarenju.

2.UZGON

2.1 OPĆENITO O UZGONU

Uzgon je aerodinamička sila koja se javlja prilikom strujanja zraka oko krila zrakoplova i djeluje suprotno od gravitacijske sile iz centra pritiska u horizontalnom letu. Nastaje na svim dijelovima zrakoplova, ali na krilima nastaje najviše uzgona zbog njihovog oblika. Kada struja zraka susretne napadni brid krila zrakoplova nastaje raspodjela tlakova ispod i iznad krila. Na gornjaci krila odnosno aeroprofila dolazi do smanjenja tlaka zbog veće zakrivljenosti gornjake u usporedbi s donjakom i zrak struji većom brzinom, a na donjaci krila dolazi do povećanja tlaka i zrak struji manjom brzinom. Sila uzgona je posljedica razlike tlakova ispod donjake i iznad gornjake krila. Sila uzgona L [N] je proporcionalna koeficijentu uzgona C_L , koji ovisi o zakrivljenosti aeroprofila i napadnom kutu zrakoplova α , površini krila S [m²], brzini relativne struje zraka V [$\frac{m}{s}$] te gustoći fluida ρ [$\frac{kg}{m^3}$], tj. zraka. Prikaz nastajanja uzgona možemo vidjeti na slici 1.



Slika 1. Uzgon
Izvor: [1]

Sila uzgona se može definirati pomoću formule:

$$L = \frac{1}{2} \rho \times V^2 \times C_L \times S$$

U kojoj su:

$L [N]$ - sila uzgona

$\rho \left[\frac{kg}{m^3}\right]$ - gustoća zraka

$V \left[\frac{m}{s^2}\right]$ - brzina

C_L - koeficijent sile uzgona

$S [m^2]$ - površina krila

Iz formule se vidi da brzina ima veliku ulogu u stvaranju uzgona. Sila uzgona je proporcionalna kvadratu brzine zrakoplova. Da bi se zadržao konstantan uzgon dok se gustoća zraka mijenja zbog promijene visine, TAS se mora promijeniti. Ako se visina povećava gustoća se smanjuje i TAS se mora povećati, a ako se visina smanjuje gustoća se povećava stoga se TAS mora smanjiti. Da bi se zadržao konstantan uzgon ako se brzina mijenja, a visina ostaje ista napadni kut odnosno koeficijent uzgona se mora mijenjati. Ako se brzina povećava napadni kut se mora smanjiti, a ako se brzina smanjuje napadni kut se mora povećati.

2.2 UZGON PRI POLIJETANJU I SLIJETANJU

U fazama polijetanja i slijetanja brzina zrakoplova je malena zbog potreba smanjenja dužine polijetanja i slijetanja. Što je manja brzina u fazi polijetanja i slijetanja manja je i duljina polijetanja i slijetanja. Za zrakoplov sa fiksnom geometrijom krila, minimalna brzina zrakoplova se postiže kada se zrakoplov postavi tako da krila dostignu kritični napadni kut, a koeficijent uzgona postigne maksimalnu vrijednost

$$V_{min} = \sqrt{\frac{2G}{C_{Lmax} \times \rho \times S}}$$

U kojoj su:

$V_{min} \left[\frac{m}{s^2}\right]$ - minimalna brzina

$G [N]$ - težina

C_{Lmax} - maksimalni koeficijent uzgona

ρ [$\frac{kg}{m^3}$] - gustoća

S [m^2] - površina krila

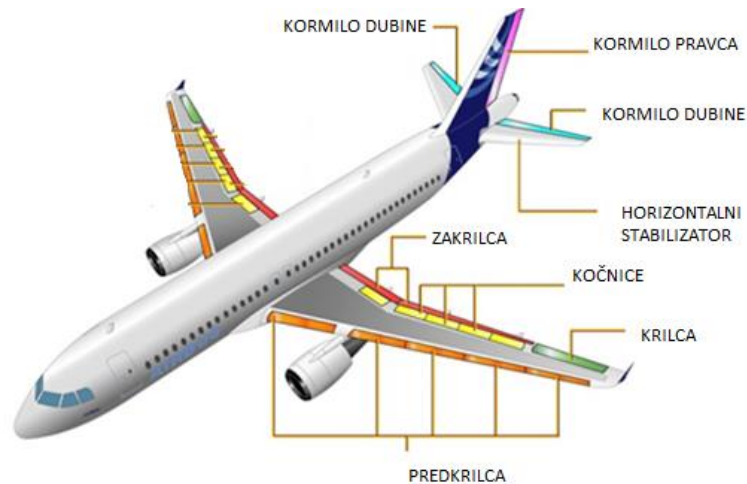
U horizontalnom letu jednolikom brzinom postoji statička ravnoteža između težine zrakoplova G i sile uzgona L : $G = L = \frac{1}{2} \rho \times V^2 \times C_L \times S$

Iz ove formule vidljivo je da je sila uzgona koja se suprotstavlja težini zrakoplova proporcionalna koeficijentu uzgona, gustoći zraka, kvadratu brzine i površini krila. Smanjenjem jednog od ovih faktora će se smanjiti i sila uzgona te prouzročiti propadanje zrakoplova. Pri slijetanju i polijetanju gdje zrakoplov postiže najmanje brzine to bi bio koban učinak. Najmanja brzina pri kojoj zrakoplov može letjeti naziva se brzina sloma uzgona i ovisi o napadnom kutu zrakoplova.

Iz tog razloga, kako bismo održali silu uzgona istom, ali na smanjenoj brzini moramo značajno povećati koeficijent uzgona ili povećati površinu krila. Neki zrakoplovi omogućuju oboje, ali kod zrakoplova fiksne geometrije koji ne mogu povećati površinu krila koeficijent uzgona povećavamo tako da se poveća zakrivljenost aeroprofila. Povećanjem zakrivljenosti aeroprofila povećava se i otpor, koji je u fazi slijetanja jako koristan jer smanjuje potrebnu dužinu slijetanja.

3.KLASIČNE METODE POVEĆANJA UZGONA

U početku razvoja zrakoplovstva zrakoplovi su bili mali i lagani i sama krila su mogla stvoriti dovoljno uzgona u fazama polijetanja i slijetanja pri manjim brzinama. Daljnjim razvitkom tehnologije i općenito cijele grane zrakoplovstva zbog potreba prometa zrakoplovi postaju sve veći kako bi mogli prevoziti više korisnog tereta, a time postaju i sve masivniji. Povećanje mase zrakoplova uzrokuje to da pri polijetanju zrakoplov mora ubrzati do znatno većih brzina kako bi krila stvorila dovoljno uzgona, što produljuje uzletno-sletno stazu. Ukoliko bi došlo do nekakvog otkaza pri polijetanju pri tim brzinama, duljina potrebna za zaustavljanje bi bila izrazito velika, te bi zračne luke morale imati iznimno dugačke uzletno-sletne staze što predstavlja još jedan problem za zračni promet. Prilikom slijetanja piloti bi morali pristajati pri vrlo velikim brzinama kako ne bi došlo do sloma uzgona i nesreća pri slijetanju. Slijetanje pri tako velikim brzinama je zahtjevno za pilote, te narušava sigurnost leta, također povećava potrebnu duljinu staze za slijetanje zrakoplova. Kako bi se ti problemi riješili, kao tehničko rješenje, uvedeni su uređaji za povećanje uzgona u ovim kritičnim fazama leta. Prilikom dizajniranja zrakoplova teži se da brzina sloma uzgona bude što manja odnosno da zrakoplov može letjeti na što manjim brzinama, a da bi se to omogućilo koeficijent uzgona treba povećati. Da bi se to postiglo na krilo zrakoplova se ugrađuju posebni uređaji za umjetno povećanje uzgona zakrilca i pretkrilca. Zakrilca i pretkrilca pri manjim brzinama na određene načine povećavaju uzgon što u polijetanju znači da će se smanjiti brzina na kojoj zrakoplov uzlijeće, a samim time potrebna duljina uzletno-sletne staze biti će manja. Prilikom slijetanja korištenjem uređaja za povećanje uzgona, osim što povećavaju uzgon i smanjuju brzinu sloma uzgona na krilima, oni također stvaraju dodatni otpor pa zrakoplov brže usporava i smanjuje potrebnu brzinu za slijetanje. Na slici 2 možemo vidjeti kako izgledaju klasična zakrilca i pretkrilca na modernim zrakoplovima.

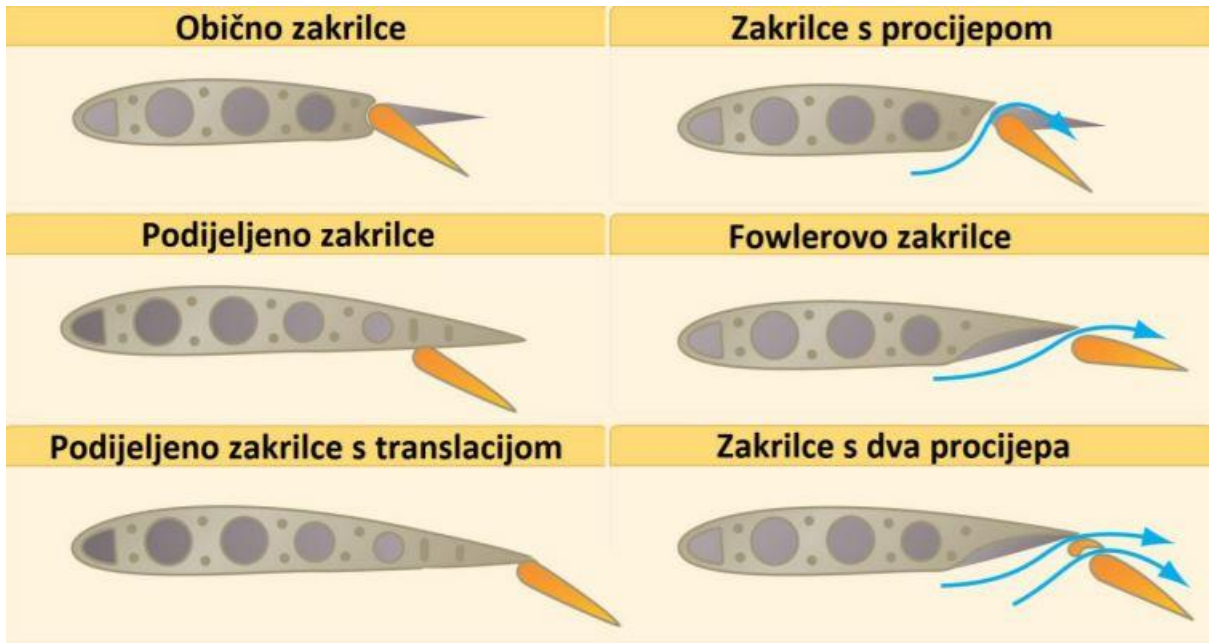


Slika 2. Zakrilca i pretkrilca
Izvor: [2]

3.1 ZAKRILCA

Zakrilce je pokretna aerodinamička površina koja je postavljena uzduž stražnjeg dijela krila bliže trupu zrakoplova čija je funkcija povećanje koeficijenta uzgona u režimima slijetanja i polijetanja na način da se poveća zakrivljenost profila, a ponekad i da se poveća površina krila npr. „Fowler” zakrilce, također zakrilca povećavaju i aerodinamički otpor. Površina zakrilaca obuhvaćaju oko 60 % raspona krila simetrično s obje strane trupa, a preostalih 40 % stražnjeg dijela krila do vrha zauzimaju krilca koja služe za upravljanje rotacijom odnosno valjanjem zrakoplova oko uzdužne osi. Danas postoje razni tipovi zakrilaca koji koriste principe povećanja zakrivljenosti, upravljanja graničnim slojem, ali i povećanja efektivne površine krila za ostvarivanje glavne funkcije povećanja maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona. Postoji nekoliko vrsta zakrilaca: obično zakrilce, podijeljeno zakrilce, podijeljeno zakrilce s translacijom, zakrilce s procijepom, Fowlerovo zakrilce, zakrilce s dva procijepa, koji su prikazani na slici 3. Neke od bitnih karakteristika zakrilca su :

- relativna duljina tetive zakrilca u odnosu na tetivu aeroprofila;
- maksimalni kut zakretanja ;
- povećanje maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona;
- promjena nagiba linearnog dijela krivulje uzgona;
- promjena koeficijenta momenta oko osi y;

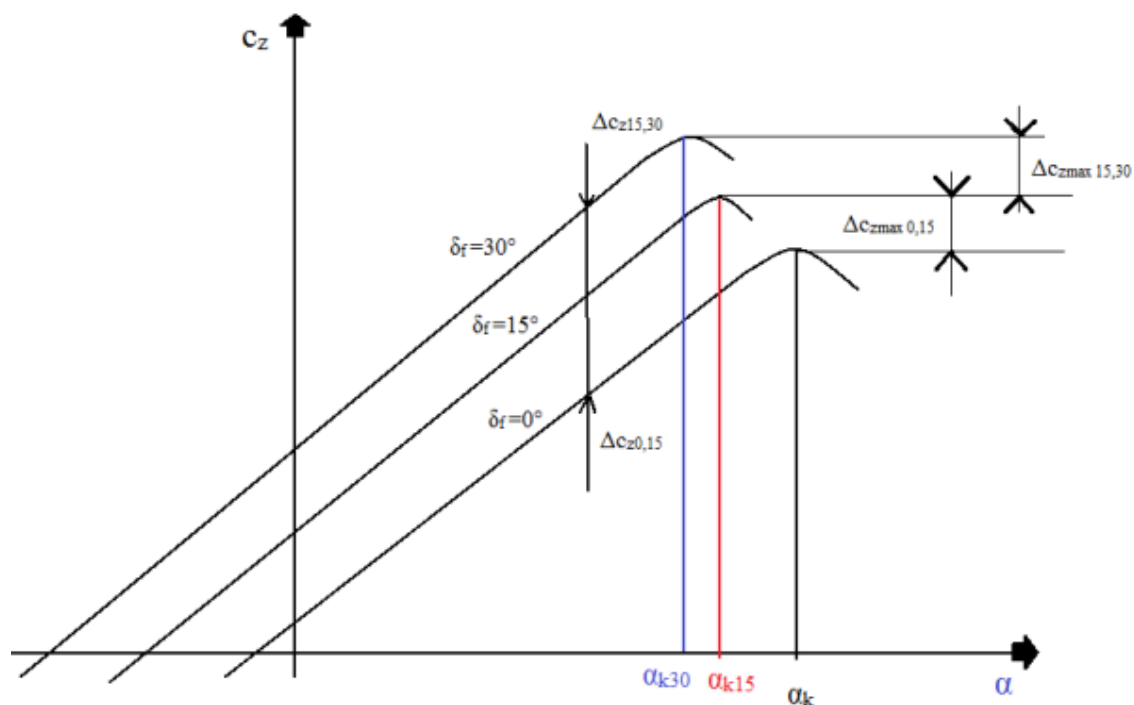


Slika 3. Tipovi zarkilaca
Izvor: [3]

3.1.1 OBIČNO ZAKRILCE

Obično zakrilce je najjednostavniji tip zakrilca kojeg karakterizira dio aeroprofila dužine tetive c_f te je okretan oko zgloba. Najpovoljnija dužina tetive zakrilca je $c_f = 0.25c$, strujanje fluida između zakrilca i osnovnog profila krila ne postoji. Veličina zakretanja definirana je kutom δ_f . Najpovoljnija veličina kuta zakretanja nalazi se u području $\delta_f = 50^\circ$ do 60° . Na slici 4. prikazan je dijagram efekta postavljanja zakrilca za kuteve od 15° i 30° uz usporedbu s neaktivnim zakrilcem $\delta_f = 0$. Iz grafa se vidi da s povećanjem kuta zakretanja δ_f raste maksimalna vrijednost koeficijenta uzgona C_{Lmax} , ali se efekt povećanja koeficijenta uzgona smanjuje s porastom kuta zakretanja. Jednako tako, kod određenog kuta zakretanja, vrijednost povećanja koeficijenta uzgona je veća od povećanja maksimalnog iznosa koeficijenta uzgona C_{Lmax} . Primjetno je i smanjenje iznosa kritičnog kuta s porastom kuta zakretanja zakrilca. Ta posljedica se može smatrati pozitivnom jer se pilotu poboljšava vidljivost iz kabine. Zakretanjem zakrilca javlja se povećanje razlike tlaka duž cijelog aeroprofila, a do najvećeg povećanja dolazi u zoni djelovanja zakrilca što rezultira pomicanjem centra potiska CP

nizstrujno prema stražnjem bridu ZB aeroprofila. Posljedica toga je smanjenje koeficijenta momenta propinjanja pa zrakoplov ima tendenciju poniranja. Povećanjem zakrivljenosti aeroprofila povećava se i koeficijent uzgona, a rezultat toga je smanjen odnos c_l/c_d , što se može smatrati i povoljnim jer omogućuje strmije slijetanje zato što uvećan koeficijent otpora smanjuje potrebnu dužinu uzletno- sletne staze.

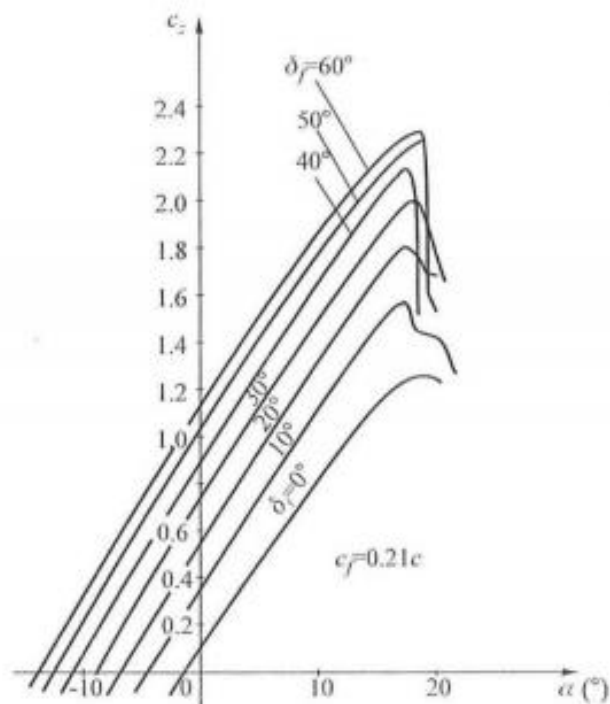


Slika 4. Utjecaj običnog zakrilca na koeficijent uzgona za dva kuta zakretanja
Izvor: [4]

3.1.2 PODIJELJENO ZAKRILCE

Podijeljno zakrilce je ravna pločasta površina zglobno ugrađena poviše donjake vrlo blizu stražnjem bridu. Aktivira se zakretanjem prema dolje. Duljina podijeljenog zakrilca je oko $c_f = 0.25c$, a proteže se duž raspona krila $b_f = (0.4-0.6)b$ neposredno do trupa zrakoplova. Prilikom polijetanja zakrilca se zakreću na $\delta_f = 10^\circ$ do 20° , a prilikom slijetanja $\delta_f = 50^\circ$ do 60° . Povećanje koeficijenta uzgona pri aktiviranom podijeljenom zakrilcu temelji se na upravljanju graničnim slojem i povećanju zakrivljenosti aeroprofila. Povećanje razlike tlakova na donjaci i gornjaci se dobiva povećanjem zakrivljenosti isto kao i kod običnog zakrilca. Strujanjem zraka duž donjake, a zatim i preko donje strane zakrilca stvara se podtlak u zoni između spuštenog zakrilca i krila, zatim taj podtlak

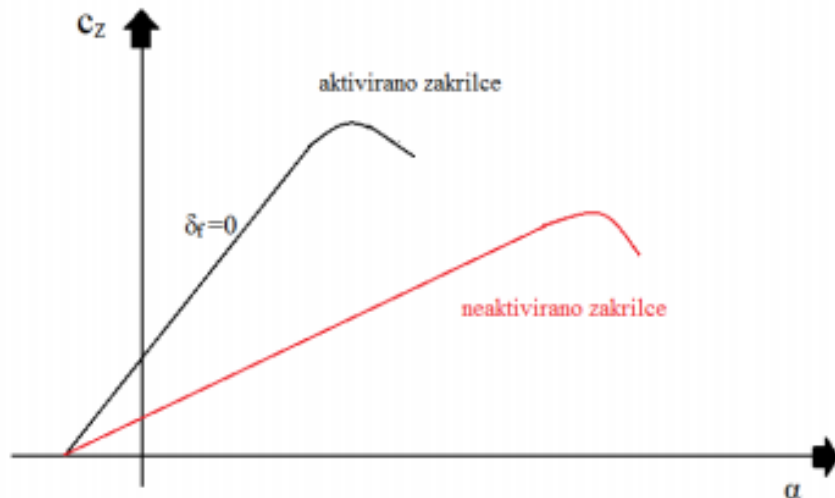
ubrzava strujanje zraka u graničnom sloju na gornjaci krila što rezultira snižavanjem tlaka na gornjaci i odgađanjem odvajanja graničnog sloja na veće napadne kutove aeroprofila. Na slici 5 prikazan je utjecaj kuta zakretanja podijeljenog zakrilca na koeficijent uzgona aeroprofila. Kada se aktivira podijeljeno zakrilce dolazi do značajnog povećanja koeficijenta uzgona i njegove maksimalne vrijednosti za oko 90 % kada je $\delta_f = 50^\circ$, a iznos kritičnog kuta se smanjuje za 1° do 2° . Porast maksimalne vrijednosti po jednom stupnju zakretanja zakrilca pada s povećanjem kuta zakretanja što se može reći i za kut nultog uzgona. Nagib linearnog dijela krivulje uzgona je veći s aktiviranim zakrilcem, zato što pri većim napadnim kutovima zakrilce je učinkovitije odnosno manje je efikasno pri manjim napadnim kutovima. Kada se podijeljeno zakrilce uspoređuje s običnim ono za isti kut zakretanja i istu duljinu tetive daje veći porast maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona Δc_{lmax} , veći kritični kut, veći kut nultog uzgona i veći porast koeficijenta otpora Δc_d zbog šireg vrtložnog traga iza aeroprofila. Tendencija nosa prema dolje ostaje ista, ali se koeficijent momenta propinjanja smanjuje, ali manje nego kod običnog zakrilca.



Slika 5. Utjecaj podijeljenog zakrilca na koeficijent uzgona kod različitih kutova zakretanja
Izvor: [4]

3.1.3 PODIJELJNO ZAKRILCE S TRANSLACIJOM

Podijeljeno zakrilce s translacijom također je poznato još pod nazivom Zap zakrilce. Razlikuje se od običnog podijeljenog zakrilca po tome što se zglob može dodatno translirati do stražnjeg brida krila. Podijeljeno zakrilce s translacijom koristi učinke zakrivljenja, upravljanja graničnim slojem i povećanja površine aeroprofila. Povećanjem površine aeroprofila rezultira povećanje gradijenta d_{c_l}/d_{α} . Na slici 6. se vidi utjecaj translacije zgloba na koeficijent uzgona.

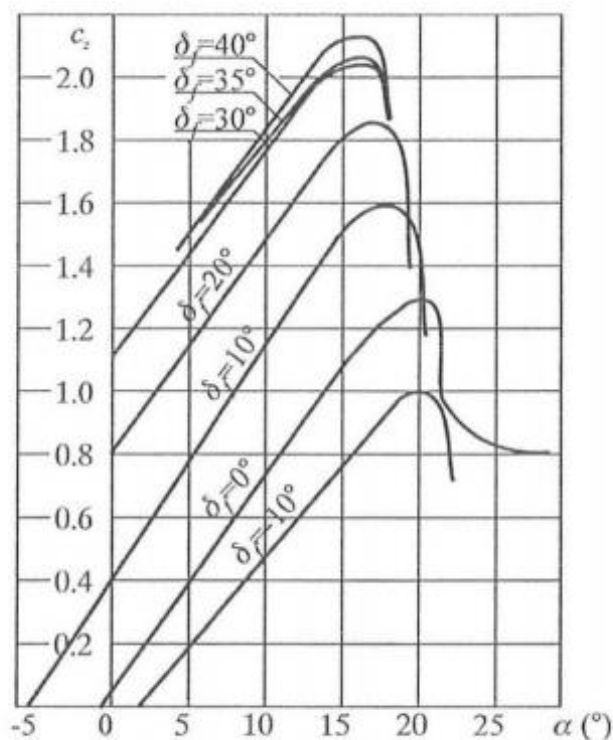


Slika 6. utjecaj translacije zgloba na koeficijent uzgona kod podijeljenog krilca
Izvor: [4]

3.1.4 ZAKRILCE S PROCIJEPOM

Dok je zakrilce u neaktiviranom stanju ono je dio krila koje uključuje stražnji brid. Kada se aktivira ono se zakreće za određeni kut i istovremeno otvara profilirani procijep između osnovnog krila i zakrilca. Dužina tetive zakrilca s procijepom je $c_f = 0.3c$, a zakretanje je do 50° . Funkcioniranje zakrilca s procijepom bazira se na povećanju zakrivljenosti profila i upravljanju graničnim slojem. Zakrilce s procijepom funkcionira na način da kada se aktivira pod nekim kutom δ_f stvori nadtlak s donje strane krila i

zakrilca u odnosu na tlak iznad procijepa. Tada se stvori strujanje kroz procijep koje se tangencijalno upuhuje iznad gornjake zakrilca čime se energizira usporeni granični sloj i sprječava njegovo odvajanje. Kao i obično zakrilce ovo zakrilce također povećava i zakrivljenost aeroprofila. Kombinacijom ta dva efekta, zakrivljenosti i upravljanjem graničnim slojem, daje značajnije povećanje maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona nego obično i podijeljeno zakrilce. Poboljšano upravljanje graničnim slojem smanjuje porast koeficijenta otpora zbog odgađanja odvajanja graničnog sloja. Porastom kuta zakretanja zakrilca raste i koeficijent uzgona i maksimalna vrijednost koeficijenta uzgona c_{lmax} , a kritični kut se smanjuje obično za 2° do 5°. Kao što vidimo na slici 7.



Slika 7. zavisnost uzgona za zakrilce s procijepom
Izvor: [4]

3.1.5 FOWLEROVO ZAKRILCE

Način rada Fowlerova zakrilca je sličan zakrilcu s procijepom jer se prilikom aktiviranja zakrilce pomiče iz svog ležišta u krilu nizstrujno za skoro cijelu duljinu tetive c_f i u isto vrijeme se zakreće za željeni kut. Djelovanje Fowlerova zakrilca se zasniva na

povećanju zakrivljenosti i upravljanju graničnog sloja uz značajno povećanje noseće površine. Procijep se uvijek drži maksimalno otvoren, a kod maksimalnog kuta zakretanja prednji brid zakrilca je ispod donjake osnovnog aeroprofila. Ovo zakrilce ima najveće povećanje maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona u odnosu na prethodno analizirana zakrilca. Zbog iznimno učinkovitog upravljanja graničnim slojem, koeficijent otpora je manji. Kada je zakrilce aktivirano profil ima manju relativnu debljinu, što rezultira u smanjenju kritičnog napadnog kuta. Fowlerovo zakrilce se može koristiti i u kombinaciji s dva ili tri procijepa i danas veliki broj zrakoplova koriste jednu od varijanti ovog zakrilca.

3.1.6 ZAKRILCE S DVA PROCIJEPA

Zakrilce s dva procijepa ima deflektor koji je postavljen između osnovnog aeroprofila i zakrilca, taj deflektor usmjerava zračnu struju kroz dva procijepa. Kada zakrilce nije aktivirano deflektor se povlači u unutrašnjost aeroprofila, a zakrilce postaje dio aeroprofila. Djelovanje zakrilca s dva procijepa je slično zakrilcu s jednim procijepom i temelji se na povećanju zakrivljenosti aeroprofila, upravljanju graničnim slojem i povećanju površine . U tablici 1. prikazane su maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona za definirane geometrije i vidi se da ta vrijednost ovisi o tipu osnovnog aeroprofila. Tako npr. za NACA 23030 maksimalna vrijednost koeficijenta uzgona je $c_{lmax} = 3.71$, a za NACA 65-210 $c_{lmax} = 2.72$.

Tablica 1. maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona za zakrilca s dva procijepa

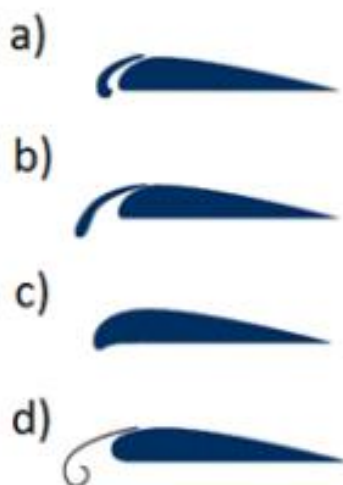
Aeroprofil	c_l/c	C_d/c	$c_{d/c}$	c_{zmax}	δ_f (°)	δ_a (°)	x/c	y/c	x_d/c	y_d/c	Optimalna pozicija	Re
23012	0,10	0,189	0,83	2,99	70	40	0,009	0,009	0,014	0,024	Da	$3,5 \cdot 10^6$
23012	0,257	0,227	0,715	3,47	70	30	0,014	0,012	0,015	0,035	Ne	3,5
23021	0,257	0,227	0,715	3,56	60	30	0,01	0,024	0,025	0,065	Ne	3,5
23030	0,257	0,260	0,715	3,71	80	40	0,049	0,050	0,045	0,040	Ne	3,5
23012	0,257	0,117	0,826	3,30	60	25	-0,016	0,010	-0,004	0,01	Da	3,5
23021	0,257	0,147	0,827	3,32	70	30	0,017	0,027	0,007	0,024	Da	3,5
36-210	0,25	0,0075	0,84	2,91	50	25	0,022	0,024	0,024	0,018	Da	6,0
63,4-421	0,195	0,083	0,87	3,30	55	14	0,038	0,012	-0,009	0,016	Ne	6,0
64-208	0,25	0,075	0,84	2,51	45	30	0,015	0,015	0,015	0,019	Da	6,0
64-208	0,25	0,056	0,84	2,40	50	25	0,018	0,014	0,015	0,024	Da	6,0
64-210	0,25	0,075	0,4	2,82	55	30	0,023	0,006	0,012	0,018	Da	6,0
64-212	0,25	0,075	0,4	3,03	50	30	0,021	0,020	0,010	0,018	Da	6,0
64A212	0,229	0,083	0,833	2,83	55	26	0,044	0,005	0,004	0,014	Da	6,0
65-210	0,25	0,075	0,84	2,72	50	25	0,025	0,011	0,009	0,024	Da	6,0
65(216)- 215, $\alpha=0,8$	0,248	0,096	0,82	3,38	70	12	0,024	0,010	0,025	0,032	Ne	6,3
65 _z -118	0,244	0,10	0,864	3,3	65	23	0,038	0,007	0,009	0,025	Da	6,0
65 _z -418	0,236	0,106	0,851	3,50	65	21	0,027	0,007	0,012	0,028	Da	6,0
65 _z -421	0,236	0,109	0,85	3,08	51	20	0,029	0,017	0,012	0,024	Da	2,2
66-210	0,25	0,0075	0,84	2,61	55	25	0,029	0,023	0,012	0,022	Da	6,0
66-210	0,25	0,100	0,84	2,72	60	25	0,027	0,039	0,024	0,021	Da	6,0
66 _z -214	0,227	0,085	0,854	3,00	55	20	0,044	0,009	0,004	0,025	Da	9,0
1410	0,25	0,075	0,84	3,06	50	25	0,026	0,016	0,012	0,019	Da	6,0

Izvor: [4]

3.2 PRETKRILCA

Simultano uz pojavu konstruktivnih promjena na stražnjem bridu krila pojavile su se i konstruktivne promjene na prednjem kraju krila kojima je cilj povećanje maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona c_{lmax} . Preinaka prednjeg kraja obuhvaća najmanje dio krila ispred dijela na kojem se nalaze zakrilca, a vrlo često i cijeli prednji brid krila. Učinak djelovanja pretkrilca temelji se najvećim dijelom na upravljanje graničnim slojem, a u manjoj mjeri kod nekih tipova i na promjeni zakrivljenosti. Postoji veliki broj tipova pretkrilaca, a mogu biti: fiksna - što označava trajnu konstruktivnu promjenu prednjeg brida, automatska - koja se samo aktiviraju kod velikih napadnih kutova i upravljiva - koje aktivira pilot ili sistem upravljanja zrakoplovom pri slijetanju i polijetanju. Neki od

tipova pretkrilaca su prikazani na slici 8. a) fiksna pretkrilca s procijepom, b) upravljivo pretkrilce s procijepom, c) zakretni nos pretkrilca, d) Krügerovo pretkrilce

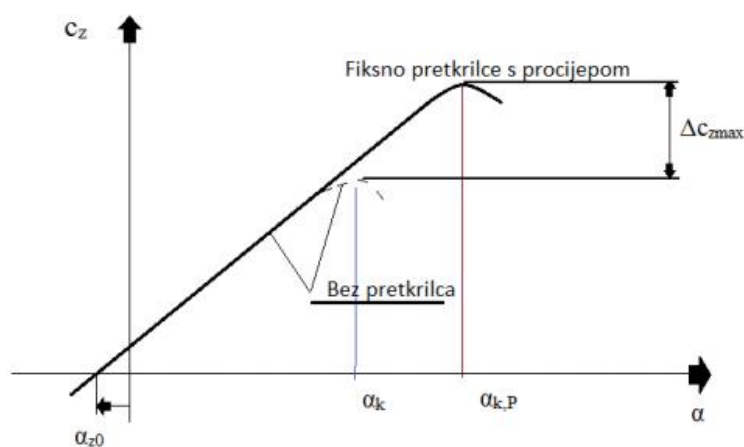


Slika 8. vrste pretkrilaca
Izvor: [5]

3.2.1 FIKSNO PRETKRILCE S PROCIJEPOM

Fiksno pretkrilce s procijepom predstavlja pomoćno krilo napravljeno od aeroprofila velike zakrivljenosti koje je postavljeno ispred osnovnog aeroprofila krila tako da se između ta dva aeroprofila stvara posebno oblikovani procijep. Pri malim brzinama kada postoji veliki napadni kut u polju ispred pretkrilca i ispod osnovnog aeroprofila tlak naraste, a s gornje strane iza prednjeg brida formira podtlak. Zbog te razlike tlakova zrak koji ima oblik mlaza struji iz procijepa preko gornjake osnovnog aeroprofila i na taj način se povećava energija struje zraka u graničnom sloju i odgađa se odvajanje graničnog sloja i povećava se vrijednost kritičnog napadnog kuta. Kada zrakoplov leti s malim napadnim kutovima pretkrilce ne stvara promjenu strujne slike pa iako uzrokuje malo povećanje koeficijenta otpora, nema utjecaja na koeficijent uzgona. Kako se napadni kut povećava raste i protok zraka kroz procijep koji onda energizira granični sloj te pomiče kritični kut s vrijednosti α_k na vrijednost $\alpha_{k,p}$. Povećanje maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona ΔC_{lmax} se može usporediti s povećanjem kod običnog

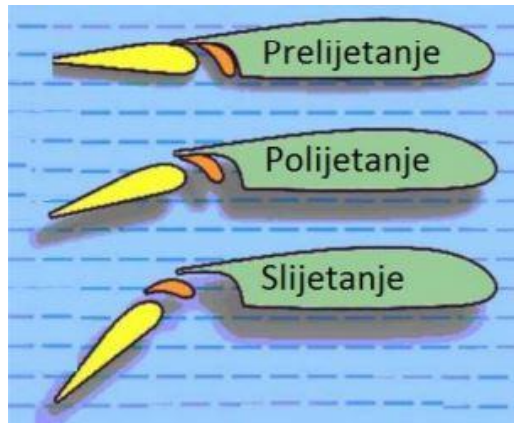
zakrilca, a suprotno tome, povećanje koeficijenta otpora je osjetno smanjeno zbog efikasnosti upravljanja graničnim slojem i odsutnosti odvajanja graničnog sloja pri velikim napadnim kutovima. Prilikom povećanja maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona postavljanjem zrakoplova pod veće napadne kutove ima nedostatak, a to je smanjenje vidljivosti iz pilotske kabine u trenucima kada je ona jako bitna. Također nije povoljna pojava odsustva porasta koeficijenta otpora pri velikim napadnim kutovima jer je pri slijetanju poželjno imati veliki otpor i mali odnos sile uzgona i sile otpora. Povećanje koeficijenta otpora kod malih napadnih kutova nije korisno.



Slika 9. Utjecaj pretkrilca s procijepom na koeficijent uzgona
Izvor: [4]

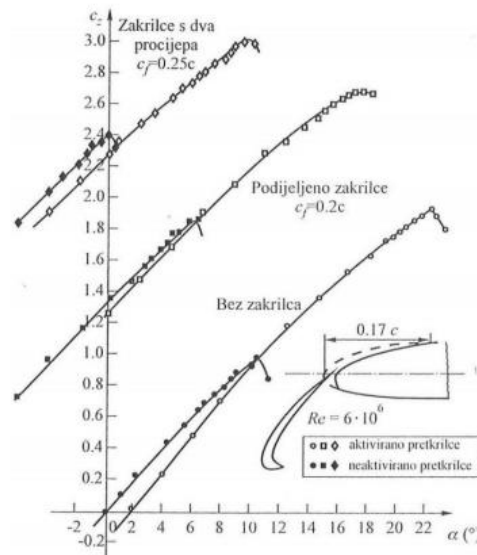
3.2.2 UPRAVLJIVO PRETKRILCE S PROCIJEPOM

Kod automatskog i upravljivog pretkrilca s procijepom kada zrakoplov leti na malim napadnim kutovima pretkrilce je priljubljeno uz osnovni aeroprofil krila na način da naizgled čine jednu cjelinu čime se gotovo u potpunosti eliminira porast koeficijenta otpora. Pretkrilce se pridržava pomoću nekoliko poluga koje se nalaze u unutrašnjosti osnovnog krila. Kod većih napadnih kutova na dijelu donjake nizstrujno od prednjeg brida pojavljuje se veći tlak koji kod automatskog pretkrilca u potpunosti otvara procijep i omogućava strujanje zraka kroz procijep i upravljanje graničnim slojem. Kod upravljivog pretkrilca pilot ovisno o režimu leta upravlja položajem pretkrilca i veličinom procijepa.



Slika 10. Upravljivo pretkrilce s procijepom kroz faze leta
Izvor: [6]

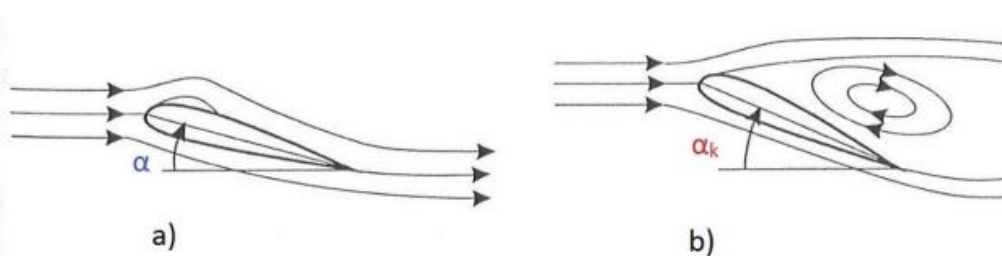
Vrlo važno je spomenuti da se upravljivo pretkrilce često koristi u kombinaciji sa zakrilcem. Na slici 11. je prikazano djelovanje pretkrilca na osnovnom aeroprofilu u slučajevima bez zakrilca, s podijeljenim zakrilcem i s zakrilcem s dvostrukim procijepom. U svim navedenim slučajevima došlo je do povećanja maksimalnog iznosa koeficijenta uzgona na 0.9. Aktivacija pretkrilca vodi prema produženju karakteristike uz povećanje kritičnog kuta. Krivulje s aktiviranim pretkrilcem su malo translahirane udesno iz razloga prividnog smanjenja napadnog kuta, a i nagib je povećan zbog povećanja tlocrtne površine krila.



Slika 11. Utjecaj pretkrilca s procijepom za slučajeve bez zakrilca, podijeljenim zakrilcem i zakrilca s dvostrukim procijepom
Izvor: [4]

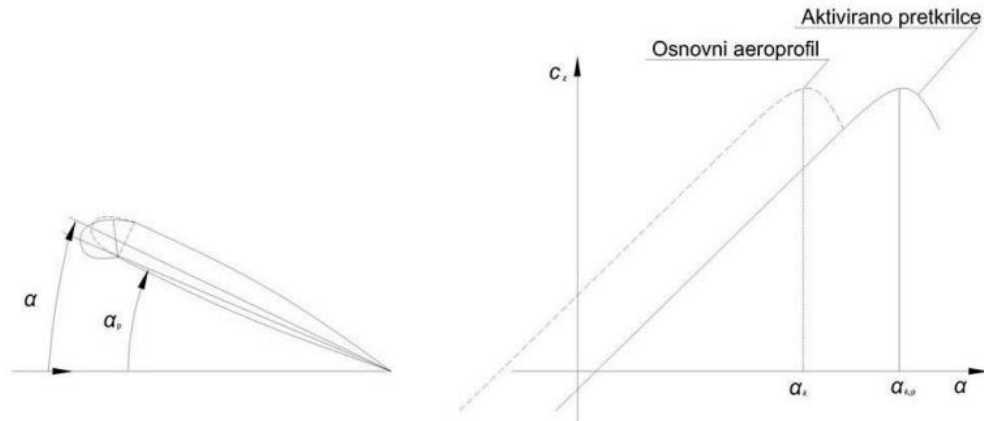
3.2.3 ZAKRETNI NOS PRETKRILCA

Pri velikim brzinama upotrebljavaju se tanki aeroprofil s malim polumjerom zakrivljenosti prednjeg kraja odnosno nosa aeroprofila. Aeroprofil koji imaju tako mali polumjer zakrivljenosti skloniji su malim kritičnim napadnim kutovima s nepovoljnim oblikom krivulje uzgona u području kritičnih napadnih kutova. Ta posljedica nemogućnosti fluidne struje da se prilagodi malom zakrivljenju nosa aeroprofila već se javlja kod umjerenih napadnih kutova kada se na gornjaci u blizini prednjeg brida formira mjehurasta zona odvajanja koja se kod vrlo malog povećanja napadnog kuta može proširiti do izlaznog brida i tako prouzročiti naglo smanjenje koeficijenta uzgona kao što je prikazano na slici 12.



Slika 12. Mjehurasta zona odvajanja kod tankih aeroprofila s malim radijusom zakrivljenja nosa, a) umjeren napadni kut $\alpha < \alpha_k$, b) slom uzgona $\alpha \geq \alpha_k$
Izvor: [4]

Kako bi se izbjeglo odvajanje već kod umjerenih napadnih kutova, nos aeroprofila se čini zakretnim oko zgloba da bi se kontura gornjake prilagodila većim napadnim kutovima. Efekt djelovanja ovog pretkrilca je posljedica povećanja zakrivljenosti aeroprofila, smanjenja prividnog napadnog kuta i upravljanja graničnim slojem. Povećanje zakrivljenosti vodi smanjenju kuta nultog uzgona, a snižavanje napadnog kuta efektu povećanja kuta nultog uzgona. Moguća je translacija krivulje uzgona lijevo i desno. Češće se translacija u desnu stranu, a upravljanje graničnim slojem povećava kritični kut.



Slika 13. shema promjene koeficijenta uzgona kod pretkrilca sa zakretanjem
Izvor: [4]

3.2.4 KRÜGEROVO PRETKRILCE

Kada je pretkrilce neaktivirano uklapa se u donjaku krila neposredno iza prednjeg brida i okretno je oko zgloba. Glavne razlike od pretkrilca s procijepom je u obliku i u tome što kod ovog pretkrilca nema procijepa. Efikasnost ovog pretkrilca ovisi o kutu zakretanja i dužini tetive krilca. Mali kut zakretanja do 100° ima negativan učinak na porast koeficijenta uzgona. Optimalna vrijednost kuta za dani aeroprofil ovisi o osnovnom aeroprofilu i dužini tetive pretkrilca.

4. ALTERNATIVNE METODE POVEĆANJA UZGONA

Uzgon na krilu zrakoplova u fazama polijetanja i slijetanja se može povećati konvencionalnim metodama koje su opisane u prethodnom poglavlju. Osim toga konstruktori zrakoplova na raspolaganju imaju i alternativne metode povećanja uzgona, a to su metode koje uključuju manipulaciju graničnog sloja zraka na krilu. Uzgon je moguće povećati poboljšanjem distribucije tlaka na krilu, upuhivanjem struje zraka visoke energije na granični sloj zraka, usisavanjem graničnog sloja ili induciranjem turbulentne struje zraka koja bolje prijanja uz površinu krila.

Treba razlikovati pasivne i aktivne metode povećanja uzgona. Pasivne metode povećanja uzgona ne zahtijevaju posebne mehanizme osim onoga za otklanjanje zakrilca. [7]

4.1 KONTROLA GRANIČNOG SLOJA

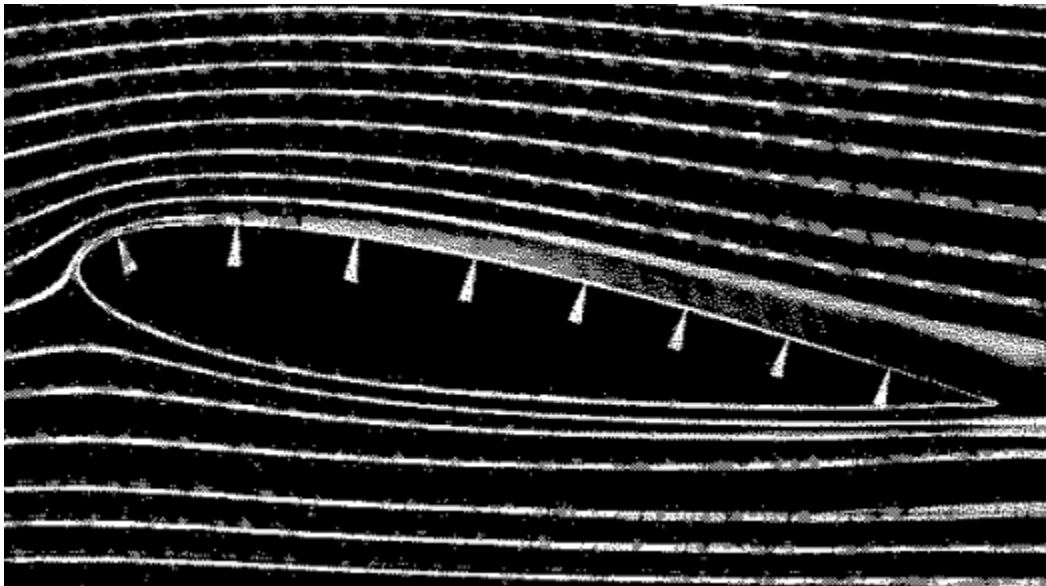
Strujanje viskoznog fluida oko čvrstih tijela bitno mijenja sliku strujanja u odnosu na neviskozno strujanje. Brzina fluida u neposrednom dodiru s tijelom postaje jednaka brzini tijela pa ako tijelo miruje, jednaka je nuli. Brzina se povećava kada udaljenost od tijela raste i dovoljno daleko od tijela postaje jednaka brzini slobodnog strujanja. Sloj fluida u kojem se brzina mijenja od nule do brzine slobodnog strujanja naziva se granični sloj. Postojanje velikih gradijenata promjene brzine s udaljenosti od tijela uzrokuju pojavu jakih tangencijalnih naprezanja. Ako je u graničnom sloju strujanje zraka laminarno, viskozne sile trenja i miješanje fluida je malo, ali je laminarno strujanje u graničnom sloju vrlo nestabilano i ima tendenciju prelaska u turbulentno. Turbulentno strujanje u graničnom sloju ima veće miješanje fluida i veću silu otpora zbog trenja. Ponekad reakcija viskoznih sila i neželjenih gradijenata tlaka mogu prouzročiti i povratno strujanje koje za rezultat ima odvajanje strujnica od površine, što znatno smanjuje uzgon (slom uzgona) i povećava otpor. Manipulacijom graničnog sloja moguće je utjecati na silu uzgona i otpora na zrakoplovu.

Na granični sloj se može utjecati odabirom oblika aeroprofila. Kada se točka maksimalne debljine aeroprofila, tj. točka minimalnog tlaka, nalazi bliže izlaznom bridu

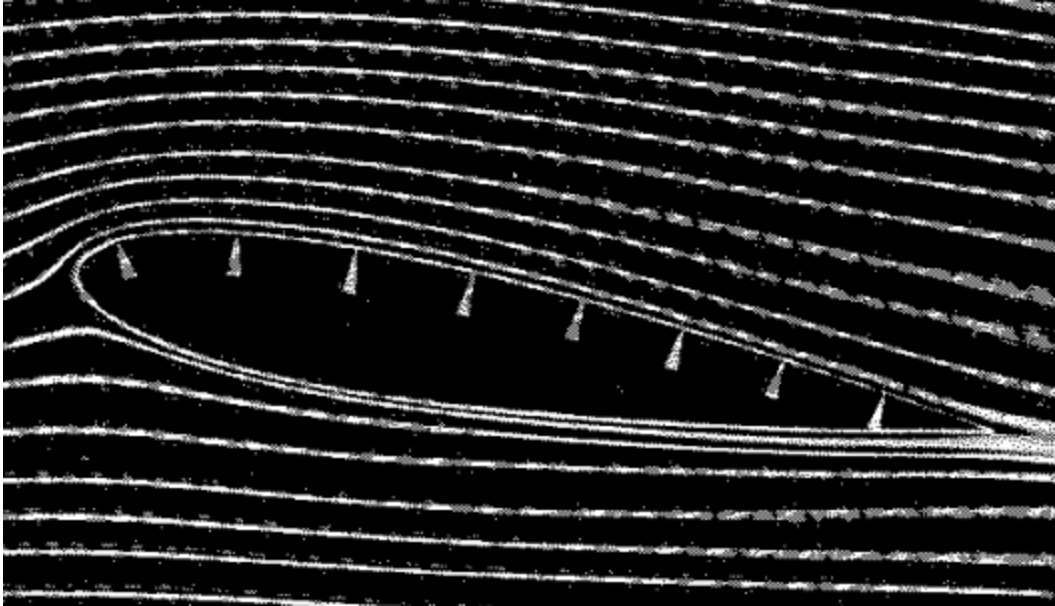
(npr. na 50 % tetive) smanjuje se neželjeni gradijent tlaka. Na taj način se povećava dio laminarnog strujanja na krilu.

Još jedan način stabiliziranja laminarnog sloja strujanja zraka je koristeći usisavanje zraka sa gornjake krila. Zrak se može usisavati kroz poroznu površinu ili kroz male rupice na gornjaci krila. Koristeći ovu metodu smanjuje se debljina graničnog sloja jer se na taj način uklanja sloj zraka male brzine uz površinu krila. Za uspješnu stabilizaciju graničnog sloja na raznim napadnim kutovima potrebno je napraviti kompromise u pitanju količine rupica, njihovog položaja i jačine usisavanja kroz svaku rupicu.

Na slici 14 i 15 je prikazano strujanje zraka oko aeroprofila sa uključenim i isključenim sustavom za usisavanje zraka na gornjaci krila.

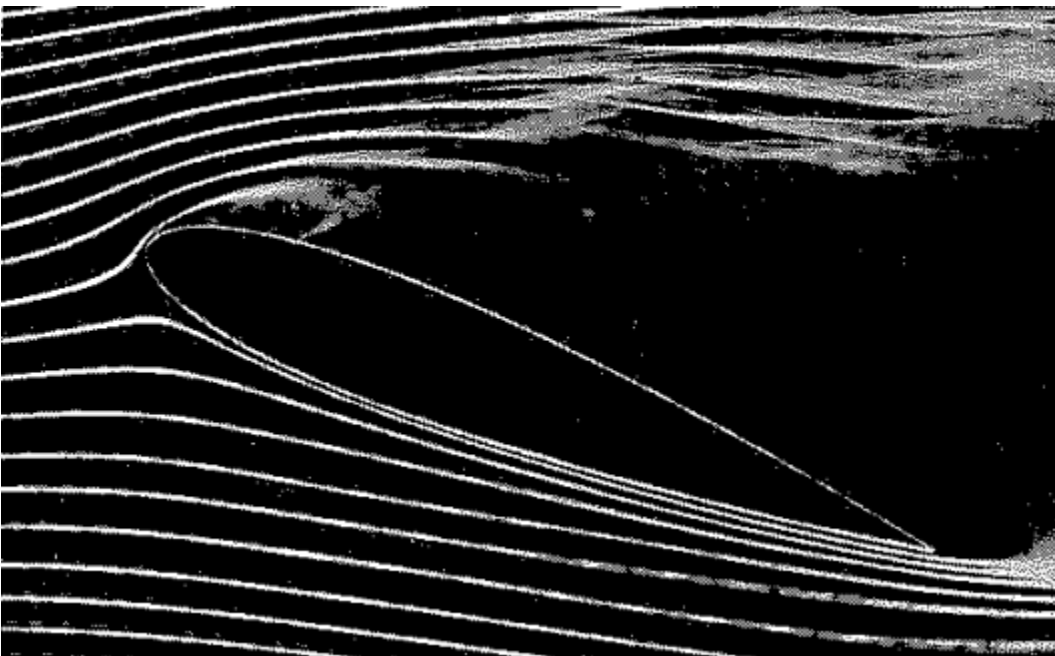


Slika 14 Strujanje oko aeroprofila s isključenim sustavom za usisavanje zraka s gornjake krila
Izvor: [8]



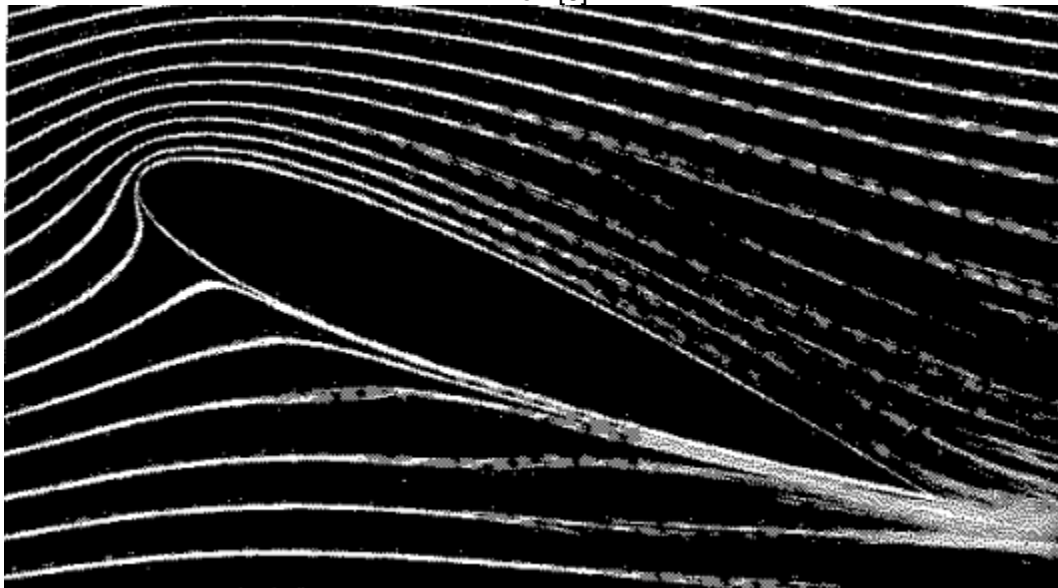
Slika 15. Strujanje oko aeroprofila s uključenim sustavom za usisavanje zraka s gornjake krila
Izvor: [8]

Vidljivo je da s uključenim sustavom za usisavanje zraka na gornjaci krila nema turbulentnog strujanja zraka i da nema odvajanja strujnica od konture aeroprofila, a time je i otpor manji, a uzgon veći. Ova metoda omogućava odgađanje sloma uzgona, kao što je vidljivo na slici 16 i 17. [8]



Slika 16. Strujanje oko aeroprofila s isključenim sustavom za usisavanje zraka s gornjake krila

Izvor: [8]

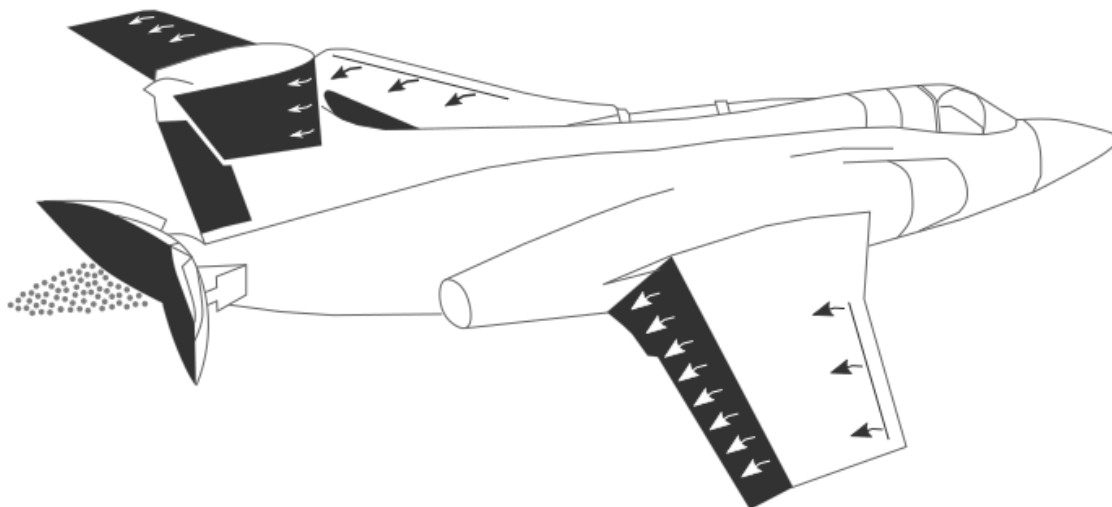


Slika 17. Strujanje oko aeroprofila s uključenim sustavom za usisavanje zraka s gornjake krila
Izvor: [8]

Primjer primjene ovog koncepta je bio eksperimentalni zrakoplov Northrop X-21 koji je bio dizajniran za testiranje krila sa kontrolom laminarnog strujanja. Kada bi 80 % strujanja oko krila bio laminarno, ukupni otpor bi bio smanjen za 25 % [9]. Ovaj zrakoplov je to postizao usisavanjem zraka male brzine u graničnom sloju na gornjaci krila. Imao je više redova rupica uzduž krila, ukupno 800000. Uspješno testiranje je provedeno ovim programom, ali zbog opsežnog održavanja sustava za laminarno strujanje zraka je zatvoren program.

Još jedan primjer zrakoplova koji je koristio kontrolu graničnog sloja za povećanje uzgona je britanski borbeni zrakoplov Blackburn Buccaneer [10]. Za razliku od prošlog primjera ovaj zrakoplov nije usisavao zrak iz graničnog sloja, ali je upuhivao zrak velike energije na gornjaku krila i koristio Coanda efekt koji će biti opisan u sljedećem poglavlju. Ovaj zrakoplov je koristio zrak velikog pritiska iz motora kojeg je upuhivao na razna mjesta na gornjaci krila zrakoplova (vidi sliku 18). Tako je na malim brzinama imao stabilniji granični sloj zraka na gornjaci krila koji se nije odvajao i proizvodio je do 50% više uzgona nego inače. Zbog velikog momenta propinjanja kojeg je proizvodio ovaj sustav, uveden je sustav automatskog trimanja na ovaj zrakoplov, a sustav pretkrilaca je mogao biti potpuno uklonjen zbog dovoljne proizvodnje uzgona.

Prije slijetanja ili polijetanja bi pilot otklonio zakrilca i pokrenuo sustav koji je upuhivao zrak na gornjaku krila. Motor je morao raditi na relativno velikoj snazi kako bi dobavljaio dovoljno zraka velikog pritiska u sustav te je zbog toga ovaj zrakoplov imao velike zračne kočnice kako ne bi ubrzavao.



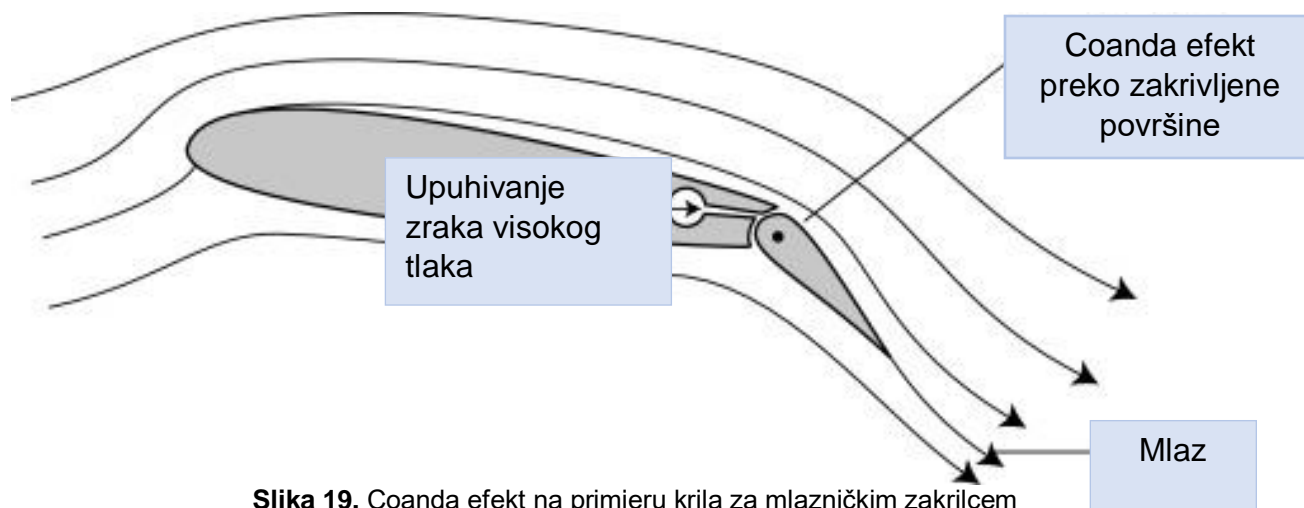
Slika 18. Diagram sustava za upuhivanje zraka i kontrolu graničnog sloja na zrakoplovu Blackburn Buccaneer
Izvor: [10]

4.2 COANDA EFFECT

Budući da je odvajanje struje zraka posljedica potpunog gubitka kinetičke energije u graničnom sloju neposredno uz aeroprofil, metoda sprječavanja odvajanja struje zraka je ponovno napajanje "umornog" zraka upuhivanjem tankog mlaza velike brzine u njega kao kod mlazničkog zakrilca koje će biti opisano u sljedećem poglavlju ili usisavanjem dijela graničnog sloja koji je male brzine što je objašnjeno u prošlom poglavlju.

Sve metode povećanja uzgona upuhivanjem novog zraka velike brzine koriste Coanda efekt. Coanda efekt (Slika 19) je tendencija mlaza fluida koji tangencijalno izlazi na zakrivljenu površinu da prianja uz nju i prati njene konture. Naziv potječe od francusko-rumunjskog inženjera, Henrija Coande, koji je 1932. podnio francuski patent za pogonski uređaj koji iskorištava ovaj fenomen. [11]. Coanda efekt se može koristiti kako

bi se dogodilo odvajanje struje zraka od aeroprofila pri velikim napadnim kutevima. Za upuhivanje zraka visokog tlaka se uglavnom koristi zrak iz motora. Pažljivo postavljanje mlaza zraka visokog tlaka na zakrilca može omogućiti zraku da prianja uz površinu pri otklonu zakrilca do 60 stupnjeva.



Slika 19. Coanda efekt na primjeru krila za mlazničkim zakrilcem
Izvor: [11]

4.3 MLAZNIČKO ZAKRILCE

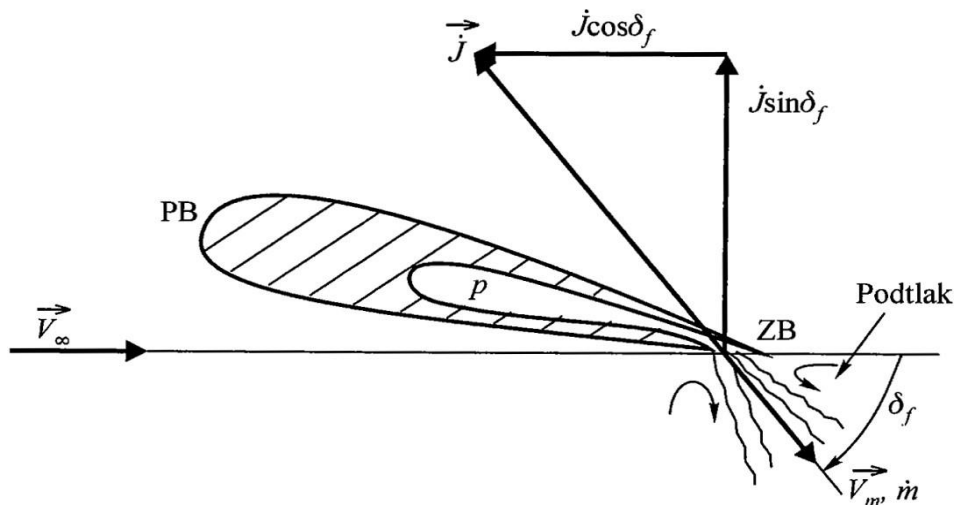
Mlaznička zakrilca imaju dvojaku ulogu povećanja uzgona, prva je usmjeravanjem ubrzane struje zraka prema dolje, a druga je kontrolom graničnog sloja upuhivanjem zraka.

Mlazničko zakrilce shematski prikazano na slici 19. stvara dopunsku uzgonsku silu kao posljedicu reaktivne sile istjecanja masenog protoka \dot{m} brzinom \vec{V}_m u pravcu određenom kutom δ_f u odnosu na slobodnu brzinu \vec{V}_∞ . [4]

Reaktivna sila uslijed protjecanja količine gibanja

$$\vec{j} = -\dot{m}\vec{V}_m \left(\frac{kg}{s} \frac{m}{s} \right)$$

Može se razložiti na komponentu (vučnu) u pravcu leta $j \cos \delta_f$ i uzgonsku $Z'_f = j \sin \delta_f$. Mlaz poslije izlaska iz mlaznice mehanizmom viskoznih sila zahvaća okolni fluid pa u blizini stražnjeg brida ZB stvara podtlak.



Slika 20. Djelovanje mlazničkog zakrilca
Izvor: [4]

Ovaj podtlak stvara povoljne uvjete za ubrzavanje zraka i održavanje graničnog sloja na gornjaci. To stvara dodatnu uzgonsku silu Z''_f tako da je ukupan efekt djelovanja mlaza na uzgonsku silu

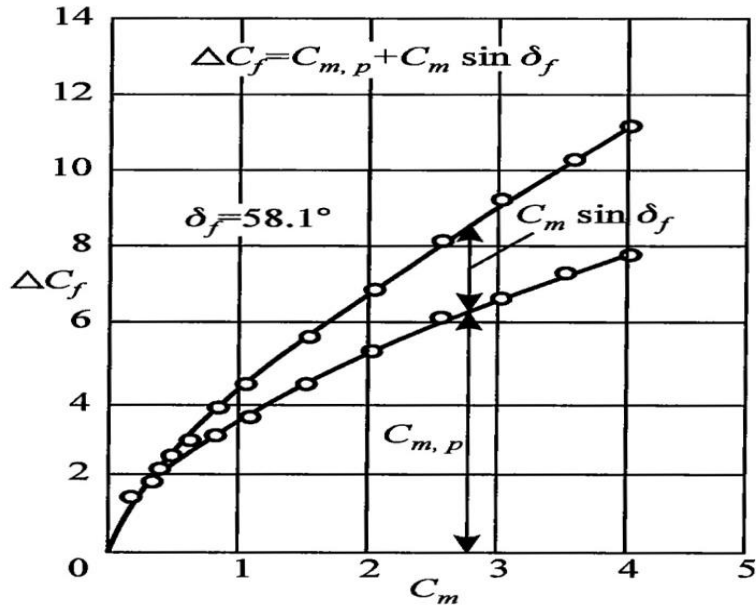
$$Z_f = Z'_f + Z''_f$$

Ili u standardnom obliku povećanje koeficijenta uzgona ΔC_f

$$\Delta C_f = C_m \sin \delta_f + C_{m,p}$$

Gdje je $C_m = \frac{j}{\frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2}}$ a $C_{m,p}$ koeficijent porasta uzgonske sile uslijed efekta podtlaka.

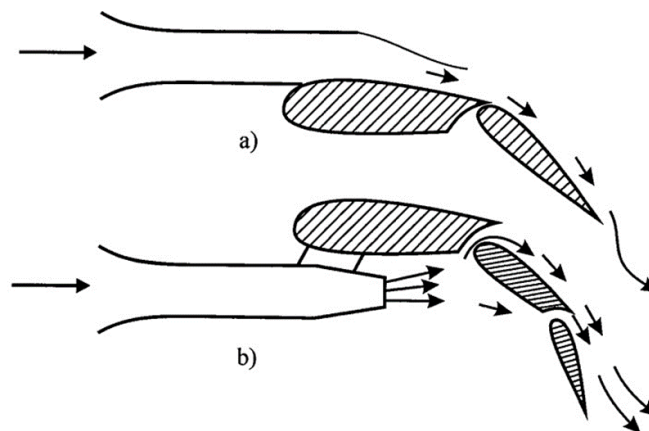
Na slici 21 prikazan je odnos koeficijenata $C_m \sin \delta_f$ i $C_{m,p}$ za neki aeroprofil kod kuta mlaza $\delta_f = 58.1^\circ$. Zanimljivo je da je povećanje uzgona iznimno veliko i kod $C_m = 7.9$. U općem slučaju porast koeficijenta uzgona mlazničkog zakrilca ovisi o napadnom kutu α , kutu mlaza δ_f i koeficijentu C_m , $\Delta C_f = F(C_m, \delta_f, \alpha)$. Kod velikih napadnih kutova moguć je gubitak podtlaka u području oko stražnjeg brida, a time i rano odvajanje graničnog sloja i snižavanje vrijednosti koeficijenta $C_{m,p}$.



Slika 21. Porast koeficijenta uzgona kod mlazničkog zakrilca
Izvor: [4]

Sve dok je kut mlaza δ_f manji od 90° mlaz proizvodi i dodatnu komponentu vučne sile. Kada kut prijeđe vrijednost od 90° , mlaz počinje proizvoditi silu otpora gibanju zrakoplova.

Mlaznička zakrilca su aktivna zakrilca zato što njihova funkcija ovisi o dodatnoj energiji potrebnoj za strujanje mlaza. Ta energija se dobiva od motora. Dva načina korištenja ispušnih plinova iz motora za stvaranje dodatne uzgonske sile prikazana su na slici 22.



Slika 22. Mlazničko zakrilce s pomoću ispušnih plinova iz motora
Izvor: [4]

U prvom slučaju a) ispušni plinovi se usmjeravaju preko gornjake krila sa zakrilcem. Zbog djelovanja Coanda efekta mlaz ostaje priljubljen uz krilo i zakrilce ga usmjerava pod kutom δ_f , U drugom slučaju ispušni plinovi se usmjeravaju ispred i kroz zakrilca koja skreću plinove na dolje i izazivaju povećanje uzgonske sile.

Ispušni plinovi se koriste kod nekih tipova zrakoplova V/STOL (Vertical/ Short Take off or Landing) koji su projektirani za vertikalno polijetanje ili za polijetanje i slijetanje na kratkim stazama.

Primjer zrakoplova koji je koristio mlaznička zakrilca kao na slici 22.b) je britanski eksperimentalni avion Hunting H.126 koji je cijeli ispušni mlaz usmjeravao na otvore na trupu i otvore na krilima tako da je ispušni mlaz opstrujavao cijelom dužinom zakrilca i krilca. Na taj način je ovaj zrakoplov imao veliki koeficijent uzgona i dobru upravljivost krilcima na maloj brzini, ali nije zaživio jer je imao niz strukturalnih, aerodinamičkih i termodinamičkih problema zbog usmjeravanja tople struje zraka.

Primjer zrakoplova koji je koristio mlaznička zakrilca kao na slici 22.a) je američki dvomotorni eksperimentalni avion Boeing YC-1. Ovaj zrakoplov je imao mlazne motore na krilima čiji je ispuh bio usmjeren na gornjaku krila. Pri otklonu zakrilaca je koristio Coanda effect gdje se struja zraka „zalijepi“ i prati konturu zakrilaca. Tako je usmjeravao ubranu struju zraka prema dolje i održavao laminarno strujanje u graničnom sloju preko gornjake krila te na taj način povećavao uzgon.



Slika 23. Mlaznička zakrilca na avionu Hunting H.126

Izvor: [12]

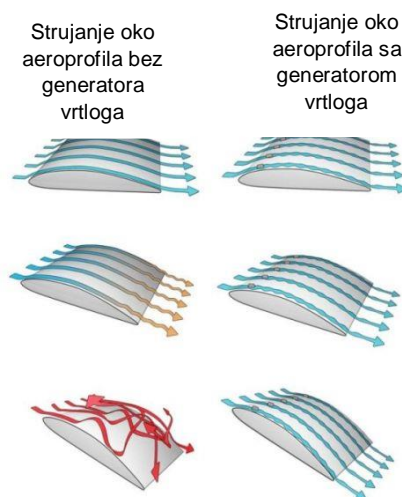


Slika 24. Mlaznička zakrilca na avionu Antunov An-72

Izvor: [13]

4.4 GENERATORI VRTLOGA

Generatori vrtloga su aerodinamički uređaji koji se sastoje od male aerodinamičke površine pričvršćene na krilo ili druge površine na zrakoplovu gdje se može očekivati odvajanje struje zraka. Generatori vrtloga djeluju tako da stvaraju vrtloge koji miješaju struju zraka visoke energije izvan graničnog sloja sa strujom zraka manje energije unutar graničnog sloja. Na taj način odgađaju odvajanje struje zraka od krila (vidi sliku 25.) i odgađaju gubitak uzgona na malim brzinama i velikim napadnim kutevima jer sada struja zraka ima veću energiju i može nadjačati neželjeni gradijent tlaka koji nastoji gurati zrak uzstrujno. Osim toga koriste se i za poboljšanje upravljivosti jer omogućavaju bolje opstrujavanje upravljačkih površina zrakoplova. [14]



Slika 25 Strujanje zraka oko aeroprofila sa i bez generatora vrtloga

4.5 VEKTORIRANJE POTISKA

Vektoriranje potiska se koristi uglavnom na vojnim zrakoplovima. Kod ovakvih zrakoplova mlaznik zrakoplova omogućava usmjeravanje mlaza iz motora i na taj način proizvodi momente rotacije oko centra težine zrakoplova i znatno povećava upravljivost. Kod 2-D vektoriranja potiska (npr. na zrakoplovu Lockheed Martin F-22 Raptor) usmjeravanje mlaza može utjecati samo na rotaciju oko poprečne osi. Kod 3-D vektoriranja potiska mlaz se može usmjeriti u bilo kojem smjeru i utjecati na rotaciju oko poprečne i vertikalne osi. Neki zrakoplovi vektoriranjem potiska omogućavaju i vertikalno polijetanje i slijetanje, poput Lockheed Martin F-35 Lightning II i Harrier Jump Jet.

Prednosti u vektoriranju potiska su u proširivanju envelope leta, u trimanju zrakoplova te u potencijalu poboljšanja sigurnosti.

Konvencionalne upravljačke površine traže veliki dinamički tlak, a time traže i velike brzine za efikasan rad, osobito na velikim visinama. Envelope efikasnosti upravljačkih površine tradicionalnih borbenih zrakoplova ne pokrivaju područje malih brzina. U tom području se vidi velika prednost vektoriranja potiska u povećanju upravljivosti. To znači da je moguć let na iznimno velikim napadnim kutevima, čak do 70°.

Pri trimanju zrakoplova vektoriranje mlaza može smanjiti otpor zrakoplova u letu. Vektoriranje mlaza omogućava da upravljačke površine ostanu u položaju minimalnog otpora u ravnotežnom letu na raznim brzinama.

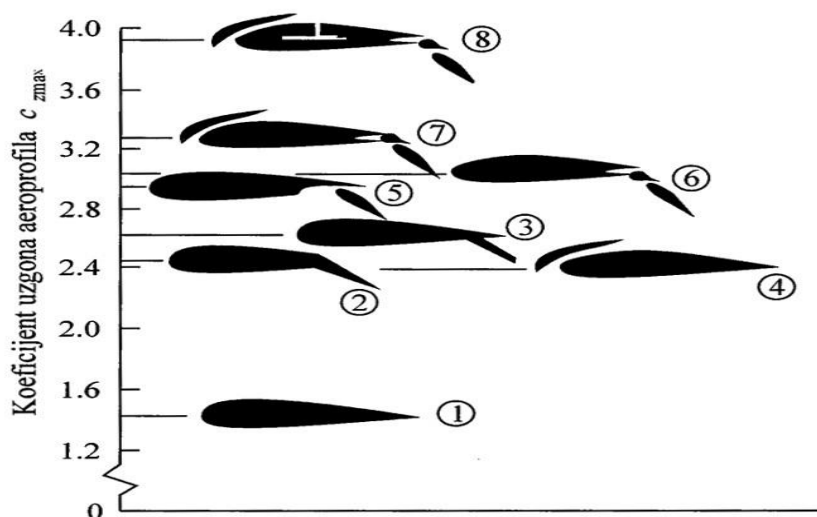
Vektoriranje potiska omogućava kraće polijetanje i slijetanje jer dopušta manje prilazne brzine i bržu rotaciju nosa i odljepljenje od piste. [15]

5. USPOREDBA METODA POVEĆANJA UZGON

Uloga uređaja za povećanje uzgona je proširenje envelope leta promjenom lokalne geometrije, a kod alternativnih metoda povećanja uzgona se koristi promjena lokalne geometrije i manipulacija graničnog sloja, a u nekim slučajevima i promjenom smjera mlaza iz motora. Promjena lokalne geometrije, osim na povećanje uzgona, utječe i na povećanje otpora, dok kod manipulacije graničnog sloja dolazi do smanjenja otpora zbog boljeg opstrujavanja oko aeroprofila.

Rijetko kada se na zrakoplovima koristi jedna metoda povećanja uzgona, a kada se koriste zakrilca često se koriste i pretkrilca s ciljem povećanja maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona C_{zmax} . Za njihove male otklone ukupan efekt se približno dobiva superpozicijom. Aktiviranje nekog od uređaja ovisi o režimu leta [4].

Maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona koje se postižu na C_{zmax} su pokazani na slici 25. U tablici 2 su pokazane maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona C_{zmax} s raznim uređajima za povećanje uzgona, a kut strijele Δ određuje pravac koji povezuje sve točke na jednoj četvrtini dužine tetive.



Slika 26. Tipične maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona C_{zmax} kod raznih uređaja za povećanje uzgona:

- 1) čisti aeroprofil, 2) obično zakrilce, 3) podijeljeno zakrilce, 4) pretkrilce s procijepom, 5) zakrilce s jednim procijepom, 6) zakrilce s dva procijepa, 7) pretkrilce i zakrilce s dva procijepa, 8) isto kao 7 s usisavanjem na gornjaci

Izvor: [4]

Tablica 2. Maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona za krilo konačnog raspona

Uređaj za pov. uzgona		Tipični kut zakrilca		$(C_z)_{max}/\cos \Lambda$		
Stražnji brid	Prednji brid	Polijetanje	Slijetanje	Polijetanje	Slijetanje	
Obično zakrilce		20°	60°	1.4 - 1.6	1.7 - 2.0	
Zakrilce s procijepom		20°	40°	1.5 - 1.7	1.8 - 2.2	
Fowlerovo zakrilce						
Jedan procijep		15°	40°	2.0 - 2.2	2.5 - 2.9	
Dva procijepa		20°	50°	1.7 - 1.95	2.3 - 2.7	
Dva procijepa		pretkrilce	20°	50°	2.3 - 2.6	2.8 - 3.2
Tri procijepa		Pretkrilce	20°	40°	2.4 - 2.7	3.2 - 3.5

Usporedbom podataka iz tablice 2 i sa slike 26. vidljivo je drastično poboljšanje u povećanju uzgona sa svakim narednim uređajem za povećanje uzgona. Svaki naredni uređaj sa većim povećanjem uzgona je složenije izvedbe, što povećava težinu zrakoplova te poskupljuje održavanje. Iz tih razloga su na današnjim zrakoplovima vidljive razne izvedbe uređaja za povećanje uzgona, ovisno o potrebama zrakoplova. Na manjim zrakoplovima generalne avijacije i na zrakoplovima za manje brzine se uglavnom koriste jednostavnije izvedbe poput običnih zakrilaca ili podijeljena zakrilca. Takvi zrakoplovi uobičajeno lete na malim brzinama i nemaju potrebu za značajnim proširenjem envelope leta. Za veće i putne zrakoplove koji lete na većim podzvučnim brzinama postoji potreba za složenijim izvedbama te kombinacijom pretkrilaca i zakrilaca jer traže veće proširenje envelope leta. Nadzvučni i bobreni zrakoplovi imaju još veće zahtjeve za povećanjem uzgona zbog velike potrebe za upravljivošću kod borbenih zrakoplova i potrebe za značajnim proširenjem envelope leta kod nadzvučnih zrakoplova. Kod takvih zrakoplova je moguće vidjeti alternativne metode povećanja uzgona. Kod današnjih borbenih zrakoplova se koristi vektoriranje potiska. Metode upravljanja graničnim slojem upuhivanjem zraka su rijetke zbog vrlo složene izvedbe koja mora preusmjeriti mlaz vrućeg zraka visokog tlaka iz motora do aerodinamičkih površina. Metode upravljanja graničnim slojem usisavanjem zraka je moguće vidjeti samo na eksperimentalnim zrakoplovima jer podrazumijeva da zrakoplov na aerodinamičkim površinama mora imati veliki broj rupica, što otežava proizvodnju i održavanje, ali mora imati i generator vakuma. Generatori vrtloga se koriste na svim zrakoplovima zbog iznimno ekonomične ugradnje i lakog održavanja.

Alternativne metode povećanja uzgona su iznimno učinkovite, ali su vrlo složene izvedbe i skupe za održavanje te se iz tih razloga najčešće koriste na borbenim zrakoplovima.

ZAKLJUČAK

Postoje razne metode povećanja uzgona na zrakoplovima, ali je svima jednaka uloga, omogućiti smanjenje brzine bez narušavanja sigurnosti kako bi se omogućilo sigurnije polijetanje i slijetanje na što kraćim uzletno-sletnim stazama. Konstruktori zrakoplova na raspolaganju imaju konvencionalne i nekonvencionalne metode povećanja uzgona za ostvarenje tog cilja. Konvencionalne se zasnivaju na povećanju zakrivljenosti i površine aeroprofila, dok se nekonvencionalne zasnivaju na kontroli graničnog sloja. Svaka metoda ima svoje prednosti i mane. One metode koje ostvaruju najveće povećanje uzgona su često složene i skupe, dok postoje vrlo jednostavna rješenja, ali nisu toliko uspješna. Konstruktori zrakoplova odabiru željenu metodu povećanja uzgona ovisno o potrebama zrakoplova. Ne postoji bolja ili lošija metoda povećanja uzgona, već postoje optimalna rješenja za određene zahtjeve zrakoplova.

LITERATURA

- 1 »Aviation StackExchange,« [Mrežno]. Dostupno na: <https://aviation.stackexchange.com/questions/39340/why-the-dynamic-pressure-is-not-mentioned-in-the-explanation-of-lift-by-bernoulli>. [Pokušaj pristupa srpanj 2021].
- 2 »Aviators Buzz,« [Mrežno]. Dostupno na: <https://www.aviatorsbuzz.com/techtalks/tech-airbus-320/a320-aircraft-flight-controls/>. [Pokušaj pristupa srpanj 2021].
- 3 »learntoflyblog.com,« [Mrežno]. Dostupno na: <http://learntoflyblog.com/2015/10/19/aircraft-systems-flaps/>. [Pokušaj pristupa srpanj 2021].
- 4 P. Kesić, Osnove Aerodinamike, Zagreb: Sveučilište u Zagrebu, 2003.
- 5 »AeroChapter,« [Mrežno]. Dostupno na: <http://www.aerochapter.com/administrator/upload/notespdf/20150628084254.pdf>. [Pokušaj pristupa srpanj 2021].
- 6 »West Auckland Airport,« [Mrežno]. Dostupno na: <http://www.westaucklandairport.co.nz/images/DaFlapDiag.jpg>. [Pokušaj pristupa srpanj 2021].
- 7 »HAW Hamburg,« [Mrežno]. Dostupno na: https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/HOOU/AircraftDesign_8_HighLift.pdf. [Pokušaj pristupa kolovoz 2021].
- 8 D. C. Hazen, »Film notes for Boundary layer control,« Princeton University, <https://web.mit.edu/hml/ncfmf/12BLC.pdf>, 1968.
- 9 »Wikipedia,« [Mrežno]. Dostupno na: https://en.wikipedia.org/wiki/Northrop_X-21. [Pokušaj pristupa kolovoz 2021].
- 10 »Wikipedia,« [Mrežno]. Dostupno na: https://en.wikipedia.org/wiki/Blackburn_Buccaneer#Design.
- 11 E.L.Houghton, P.W.Carpenter, S. H.Collicott i T. Daniel, Aerodynamics for Engineering Students (Seventh Edition), Butterworth-Heinemann, 2017.

- 12 [Mrežno]. Dostupno na:
https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/1/1e/Hunting_h126_RAF_Museum.jpg.
- 13 [Mrežno]. Dostupno na:
https://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.php?aircraft_id=509.
- 14 »Science Direct,« Vortex Generator, [Mrežno]. Dostupno na:
<https://www.sciencedirect.com/topics/engineering/vortex-generator>. [Pokušaj pristupa kolovoz 2021].
- 15 A. Jiménez i D. Icaza, »Thrust Vectoring System Control Concept,« u *IFAC Proceeding Volumes*, Madrid, Spain, Industria de Turbo Propulsores S.A. (ITP), 2000, pp. Pages 235-244.

POPIS SLIKA I TABLICA

Slika 1. Uzgon	2
Slika 2. Zakrilca i pretkrilca	6
Slika 3. Tipovi zarkilaca	7
Slika 4. Utjecaj običnog zakrilca na koeficijent uzgona za dva kuta zakretanja	8
Slika 5. Utjecaj podijeljenog zakrilca na koeficijent uzgona kod različitih kutova zakretanja.....	9
Slika 6. utjecaj translacije zgloba na koeficijent uzgona kod podijeljenog krilca	10
Slika 7. zavisnost uzgona za zakrilce s procijepom	11
Slika 8. vrste pretkrilaca.....	14
Slika 9. Utjecaj pretkrilca s procijepom na koeficijent uzgona.....	15
Slika 10. Upravljivo pretkrilce s procijepom kroz faze leta	16
Slika 11. Utjecaj pretkrilca s procijepom za slučajeve bez zakrilca, podijeljenim zakrilcem i zakrilca s dvostrukim procijepom.....	16
Slika 12. Mjehurasta zona odvajanja kod tankih aeroprofila s malim radijusom zakrivljenja nosa.....	17
Slika 13. shema promjene koeficijenta uzgona kod pretkrilca sa zakretanjem	18
Slika 14 Strujanje oko aeroprofila s isključenim sustavom za usisavanje zraka s gornjake krila.....	20
Slika 15. Strujanje oko aeroprofila s uključenim sustavom za usisavanje zraka s gornjake krila.....	21
Slika 16. Strujanje oko aeroprofila s isključenim sustavom za usisavanje zraka s gornjake krila.....	21
Slika 17. Strujanje oko aeroprofila s uključenim sustavom za usisavanje zraka s gornjake krila.....	22
Slika 18. Diagram sustava za upuhivanje zraka i kontrolu graničnog sloja na zrakoplovu Blackburn Buccaneer	23
Slika 19. Coanda efekt na primjeru krila za mlazničkim zakrilcem.....	24
Slika 20. Djelovanje mlazničkog zakrilca	25
Slika 21. Porast koeficijenta uzgona kod mlazničkog zakrilca	26
Slika 22. Mlazničko zakrilce s pomoću ispušnih plinova iz motora	26
Slika 23. <i>Mlaznička zakrilca na avionu Haunting H.126</i>	27
Slika 24. Mlaznička zakrilca na avionu Antunov An-72.....	28
Slika 25 Strujanje zraka oko aeroprofila sa I bez generatora vrtloga	28
Slika 26. Tipične maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona C_{zmax} kod raznih uređaja za povećanje uzgona:	30
Tablica 1. maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona za zakrilca s dva procijepa	13
Tablica 2. Maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona za krilo konačnog raspona.....	30



Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti
10000 Zagreb
Vukelićeva 4

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
objavljenju 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 rada ne krši bilo čija autorska prava.

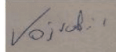
Izjavljujem također, kako nijedan dio rada nije iskorišten za bilo koji drugi rad u bilo kojoj drugoj
visokoškolskoj, znanstvenoj ili obrazovnoj ustanovi.

Svojim potpisom potvrđujem i dajem suglasnost za javnu objavu _____ završnog rada
pod naslovom Analiza alternativnih načina povećanja uzgona na krilu aviona

na internetskim stranicama i repozitoriju Fakulteta prometnih znanosti, Digitalnom akademskom
repozitoriju (DAR) pri Nacionalnoj i sveučilišnoj knjižnici u Zagrebu.

U Zagrebu, 3.9.2021

Student/ica:



(potpis)