

# Uređaji za povećanje uzgona

---

**Matanović, Borna**

**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://um.nsk.hr/um:nbn:hr:119:116887>

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

*Download date / Datum preuzimanja:* **2024-08-06**



*Repository / Repozitorij:*

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

Borna Matanović

**UREĐAJI ZA POVEĆANJE UZGONA**

ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 2017.

**SVEUČILIŠTE U ZAGREBU**  
**FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI**  
**ODBOR ZA ZAVRŠNI RAD**

Zagreb, 24. travnja 2017.

Zavod: **Zavod za zračni promet**  
Predmet: **Osnove tehnike zračnog prometa**

## ZAVRŠNI ZADATAK br. 4103

Pristupnik: **Borna Matanović (0135238190)**  
Studij: **Promet**  
Smjer: **Zračni promet**

Zadatak: **Uređaji za povećanje uzgona**

Opis zadatka:

U radu je potrebno dati pregled uvodnih postavki, definirati predmet istraživanja, svrhu i cilj istraživanja te ukratko prikazati kompoziciju rada.

Opisati osnove o teoriji aeroprofila - definirati osnovne sile koje djeluju na zrakoplov te navesti i definirati osnovne geometrijske značajke aeroprofila i krila.

Definirati ulogu i smještaj osnovnih uređaja za povećanje uzgona - pretkrilca, zakrilca, uređaji za kontrolu graničnog sloja, aerodinamička kočnice, itd.

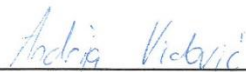
Dati prikaz ostalih, rjeđe upotrebljavanih, mehanizama za povećanje uzgona.

Izvesti zaključna razmatranja o ulozi mehanizama za povećanje uzgona.

Zadatak uručen pristupniku: 28. travnja 2017.

Mentor:

Predsjednik povjerenstva za  
završni ispit:



izv. prof. dr. sc. Andrija Vidović

Sveučilište u Zagrebu  
Fakultet prometnih znanosti

**ZAVRŠNI RAD**

**UREĐAJI ZA POVEĆANJE UZGONA**  
**HIGH LIFT DEVICES**

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

Student: Borna Matanović  
JMBAG: 0135238190

Zagreb, rujan 2017.

## UREĐAJI ZA POVEĆANJE UZGONA

### SAŽETAK

Uređaj za povećanje uzgona je svaka naprava koja svojim djelovanjem pruža zrakoplovu dodatnu količinu uzgona s namjenom da skрати duljinu staze koja je potrebna za slijetanje ili polijetanje zrakoplova.

Na početku rada će biti prikazane osnovne karakteristike aeroprofila i krila te će se objasniti temeljne zakonitosti aerodinamičkih sila. Krilo je glavni generator sile uzgona te se može smatrati najbitnijim, ali i najkompleksnijim dijelom zrakoplova. Također, na krilu se nalaze svi potrebni mehanizmi koji služe za dobivanje sile uzgona. Kako svaki mehanizam odnosno uređaj za povećanje uzgona različito utječe na let zrakoplova, svaki tip uređaja će se detaljno prikazati te objasniti u radu. Neki od uređaja za povećanje uzgona su: pretkrilca, zakrilca, aerodinamičke kočnice, itd.

U zaključku će se usporediti rad svih tipova uređaja za povećanja uzgona te će se dati rezultat istraživanja.

**KLJUČNE RIJEČI:** aeroprofil; zrakoplov; krila; uzgon; zakrilca; pretkrilca

## HIGH LIFT DEVICES

### SUMMARY

The lifting device is any unit which provides the aircraft with an additional amount of lift with the intention to reduce the lengths of runway required for landing or take-off.

At the beginning of the final paper, there will be presented the basic characteristics of aerofoils and wings and there will be explained the basic aerodynamic laws. The wing is the place where the lift is produced and it can be considered as the most important, but also as the most complex part of the aircraft. Also, on the wing, there are all necessary mechanisms that aircraft use for lift force. As any mechanism or lifting device affects differently on every aircraft, each type of device will be presented in detail and explained in the final paper. Some of the lift devices include slats, flaps, aerodynamic brakes, etc.

Through the conclusion of this work, there will be a comparison of performances of all types of lift devices and there will be also presented the general result of research.

**KEY WORDS:** aerofoil; airplane; wings; lift; flaps; slats

# Sadržaj

1. Uvod .....	1
2. Geometrijske i aerodinamičke karakteristike aeroprofila i krila .....	3
2.1. Osnovne značajke aeroprofila .....	4
2.2. Geometrijske karakteristike aeroprofila .....	5
2.3. Aerodinamičke sile .....	7
2.3.1. Uzgon .....	8
2.3.2. Otpor .....	8
2.4. Opstrujavanje aeroprofila .....	8
2.5. Karakteristike krila .....	10
2.6. Postupci za povećanje uzgona .....	11
2.7. Maksimalna vrijednost koeficijenta uzgona fiksnog krila .....	12
3. Pretkrilca .....	14
3.1. Fiksno pretkrilce s procijepom .....	15
3.2. Upravljivo pretkrilce s procijepom .....	16
3.3. Krügerovo pretkrilce .....	18
3.4. Zakretni nos pretkrilca .....	18
4. Zakrilca .....	20
4.1. Obično zakrilce .....	21
4.2. Zakrilce s procijepom .....	22
4.3. Fowlerovo zakrilce .....	23
4.4. Podijeljeno zakrilce .....	23
4.5. Podijeljeno zakrilce s translacijom .....	24
4.6. Zakrilce s dva procijepa .....	25
5. Aerodinamičke kočnice i spojleri .....	26
6. Ostali uređaji za povećavanje uzgona .....	29
6.1. Kombinirano djelovanje zakrilca i pretkrilca .....	29
6.2. Mlazno zakrilce .....	31
6.3. Povećanje uzgona zakrivljenjem aeroprofila .....	33
6.4. MAW krila .....	34
6.5. Mehanizam za kontrolu graničnog sloja .....	35
7. Zaključak .....	37
Literatura .....	38
Popis slika .....	39
Popis tablica .....	40

# 1. Uvod

Kad su ljudi konačno otkrili silu koja omogućuje letenje i nazvali ju uzgonom ostalo je „samo“ riješiti ključno pitanje: kako tu silu ukrotiti, odnosno kako ju najbolje iskoristiti i poletjeti? I danas nakon više od stotinu godina od kako im je to uspjelo i dalje je najveći izazov, o čemu značajno ovisi daljnji razvoj zrakoplovstva, kako unaprijediti mogućnosti što boljeg iskorištenja i postizanje idealnog uzgona.

Za to prvenstveno služe posebni uređaji koji su predmet istraživanja u ovom završnom radu. Dakle, u ovom su završnom radu prikazani i objašnjeni svi pojmovi vezani za uređaje i postupke za povećanje uzgona zrakoplova. I to počevši od osnovnih karakteristika aeroprofila, jer su one temelj za razumijevanje funkcioniranje raznih uređaja te mehanizama. Svaki uređaj za povećanje uzgona svojim karakteristikama različito utječe na let zrakoplova.

Uređaji za povećanje uzgona su površine na aeroprofilu koje preciznim namještanjem, u određenim režimima leta, stvaraju potrebno opstrujavanje zraka oko krila zrakoplova što rezultira uzgonom, poniranjem ili usmjeravanjem zrakoplova. Krilo je glavna aerodinamička noseća površina zrakoplova na kojoj se stvara sila uzgona. Najvažniji je i najčešće najteži dio zrakoplova, a o njegovoj konstrukciji i aerodinamičkim specifikacijama ovise i specifikacije cijelog zrakoplova.

Cilj diplomskog rada je prikazati način rada i objasniti vrste i namjenu mehanizama za povećanje uzgona, uz njihove konstrukcijske, geometrijske i aerodinamičke značajke. Naslov diplomskog rada je: Mehanizmi za povećanje uzgona. Rad je podijeljen u sedam cjelina:

1. Uvod
2. Geometrijske i aerodinamičke karakteristike aeroprofila i krila
3. Pretkrilca
4. Zakrilca
5. Aerodinamičke kočnice
6. Ostali uređaji za povećanje uzgona
7. Zaključak

U uvodnom dijelu je predočena struktura rada, definiran je predmet istraživanja, svrha i cilj istraživanja.

U drugom odlomku su dane osnovne informacije i objašnjeni osnovni pojmovi vezani za iskorištavanje sile uzgona u zrakoplovima od nosno osnovne značajke aeroprofila i krila.

U trećem i četvrtom poglavlju su definirati i objašnjeni principi rada i uloga mehanizama za povećanje uzgoja uz naglasak na svaku zasebnu podvrstu pretkrilca odnosno zakrilca.

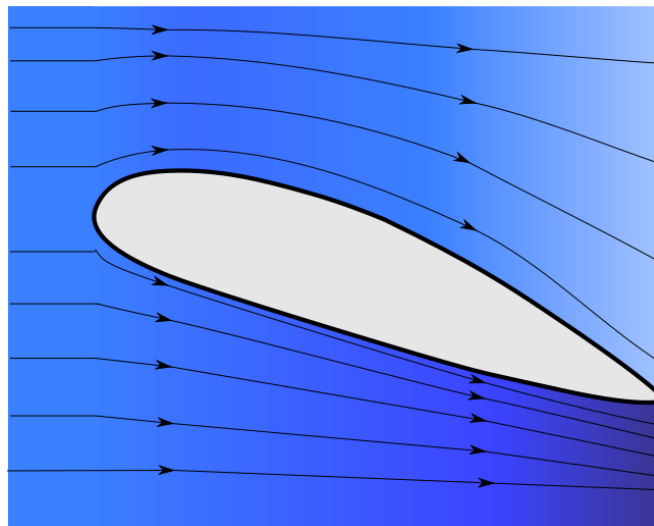
U petom poglavlju je prikazan princip rada i uloga aerodinamičkih kočnica, dok su u šestom poglavlju kratko objašnjeni ostali mehanizmi za povećanje uzgona koji se nisu obradili u prethodnim poglavljima, ali su također važni za bolje sagledavanje i razumijevanje ove problematike (mehanizmi za kontrolu graničnog sloja, MAW krila, mlazno zakrilce te kombinirano djelovanje zakrilca i pretkrilca te drugi).

U sedmom, zaključnom dijelu rada, kratko je dan osvrt na rad svih prethodno nabrojanih uređaja



## 2. Geometrijske i aerodinamičke karakteristike aeroprofila i krila

Aeroprofil ili aeroprofilna sekcija definira se kao površina koja je dizajnirana da omogućí dobivanje reakcije od zraka kroz koji se kreće, kako bi se proizvodio uzgon. Optimalni oblik za stvaranje uzgona je savijeni ili zakrivljeni oblik. Aeroprofil se od ostalih oblika odnosno tijela, razlikuje po visokom stupnju prilagodbe smjeru strujanja fluida. Prilagodba se očituje kod malog kuta između pravca vektora brzine slobodnog strujanja te tangente na većem dijelu tijela. Svrha prilagodbe na strujanje je smanjenje otpora gibanja tijela kroz fluid. Krilo zrakoplova je specifično konstruirano aerotijelo koje s obzirom na različite režime strujanja, ovisno o brzini strujanja zraka i osobinama samog zraka, se razlikuju po obliku i presjeku. Oblik koji nastaje kod presjeka aeroprofila te kod ravnine koja je usporedna s vertikalnom ravninom simetrije zrakoplova, se naziva aeroprofilom te je prikazan na slici 1. Aerodinamička sila kojom fluid djeluje na krilo prvenstveno ovisi o geometriji aeroprofila, njegovom položaju u prostoru te veličinama stanja fluida. Istraživanja su pokazala da je korisno prvo razmatrati strujanje oko krila beskonačnog raspona radi dobivanja rješenja strujanja oko krila. Tada krilo predstavlja cilindričnu površinu dvodimenzionalnog karaktera.



**Slika 1.** Primjer aeroprofila

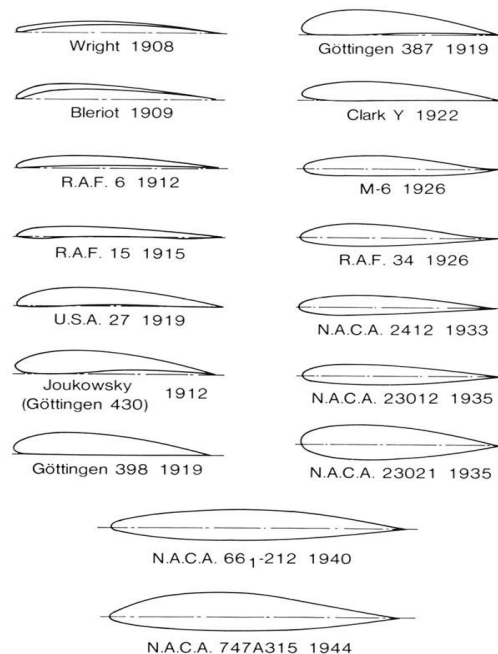
Izvor: [https://upload.wikimedia.org/wikipedia/en/e/ea/Airfoil\\_with\\_flow.png](https://upload.wikimedia.org/wikipedia/en/e/ea/Airfoil_with_flow.png)

Temelj aerodinamičkih istraživanja je definiranje aeroprofila koji u području velikih promjena brzina, osigurava malu silu otpora, veliki stupanj uzgona, veliki odnos sile uzgona sa silom otpora te mali moment oko aerodinamičkog centra. Također, tu se nalaze bitne razlike u načinu podzvučnog i nadzvučnog strujanja oko aeroprofila. Aeroprofilni oblici susreću se kod propelera, plinskih turbina, kompresora, ventilatora i drugih fluidnih strojeva.

## 2.1. Osnovne značajke aeroprofila

Strujanje fluida oko aerodinamičkih tijela rezultira pojavom aerodinamičkih sila kojima fluid djeluje na neko tijelo. Pritom, pod aerodinamičkim obilježjima aeroprofila se podrazumijevaju sve aerodinamičke karakteristike segmenata krila jediničnog raspona koji je dio pravokutnog krila beskonačnog raspona. Aerodinamičke karakteristike ovise o geometrijskim obilježjima aeroprofila te o vrijednostima stanja fluidne struje, tako da svaki aeroprofil ima posebni skup karakteristika. Osnovne aerodinamičke karakteristike aeroprofila su odnosi, odnosno reakcije među silama uzgona i otpora. [1]

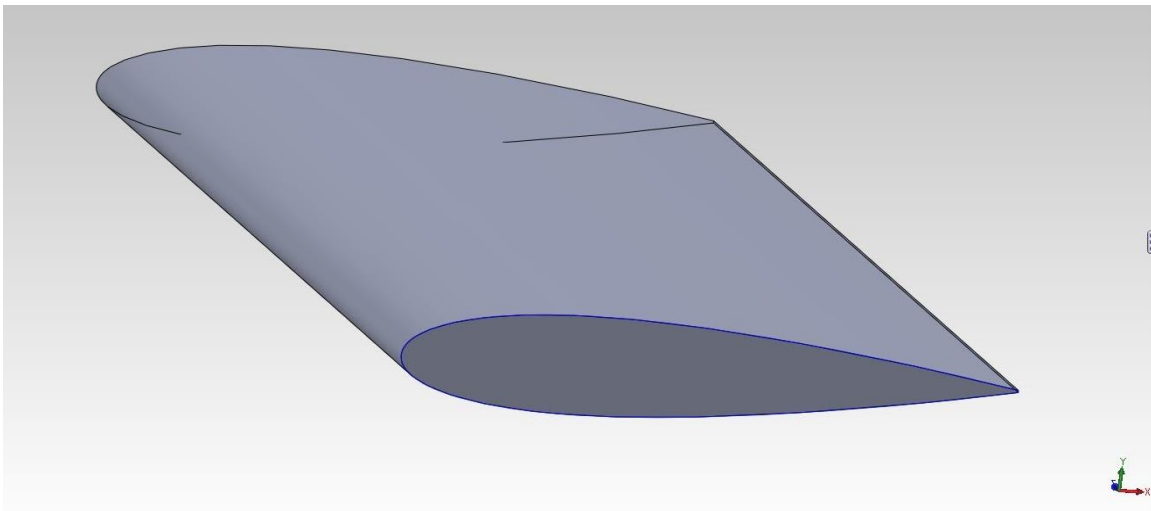
Uzgon koji se dobiva od strane krila zrakoplova je izravno povezan s brzinom leta. Budući da su aeroprofilu prilagođeni za relativno velike brzine, odnosno brzine krstarenja, za proizvodnju uzgona pri malim brzinama pri kojima se odvija slijetanje, potrebno je povećati napadni kut krila. Već u najranijim godinama zrakoplovstva uočeno je da taj pristup ima velikih nedostataka, jer pri velikim napadnim kutovima postoji opasnost od sloma uzgona. Učestali padovi zrakoplova zbog sloma uzgona, potaknuli su zrakoplovnog inženjera Gustava Lachmanna da 1917. godine razvije konstrukcije za mehanizam koji će omogućiti let pri većim napadnim kutovima. Već sljedeće godine izumio je svoj uređaj te je 1919. godine poletio prvi zrakoplov s uključenim pretkrilcima. Te prve primjerke aeroprofila je karakterizirala mala zakrivljenost gornjake dok je donjaka bila gotovo ravna te je na slici 2. prikazan razvoj oblika aeroprofila tijekom godina. Razvitkom sveukupne zrakoplovne industrije, pojavljuje se napredak i u zrakoplovnom inženjerstvu pa se s vremenom pojavljuju novi oblici aeroprofila gdje se donjaka također zakrivljuje te se takav oblik koristi i danas.



**Slika 2.** Razvoj aeroprofila tijekom povijesti

Izvor: <https://history.nasa.gov/SP-4305/p115a.jpg>

U današnjoj industriji, svaki aeroprofil sadrži zakrivljenost gornje površine. Tijelo tako oblikovano da producira aerodinamičku reakciju normalnu na putanju leta kroz zrak, ne stvara prekomjerni otpor. Ispravnost i pouzdanost aeroprofila zrakoplova zbog izravne ovisnosti s performansama, stabilnošću te upravljivošću, jedan je od temeljnih preduvjeta za plovidbenost zrakoplova. Može se reći da je aeroprofil poprečni presjek krila, rotora, repnih površina zrakoplova ili elise te također predstavlja geometrijski lik čija je uloga zamjena za stvarno krilo u teoriji te se na slici 3. nalazi trodimenzionalni primjer aeroprofila. Iako teorijska razmatranja aeroprofila ne daju definirane odgovore, primjenjuje se zbog jednostavnog prikaza. Kod aeroprofila se ističu elementi poput ulaznih, prednjih ili napadnih rubova, izlazni ili stražnji rub te gornja i donja krivina odnosno gornjaka i donjaka. [2]

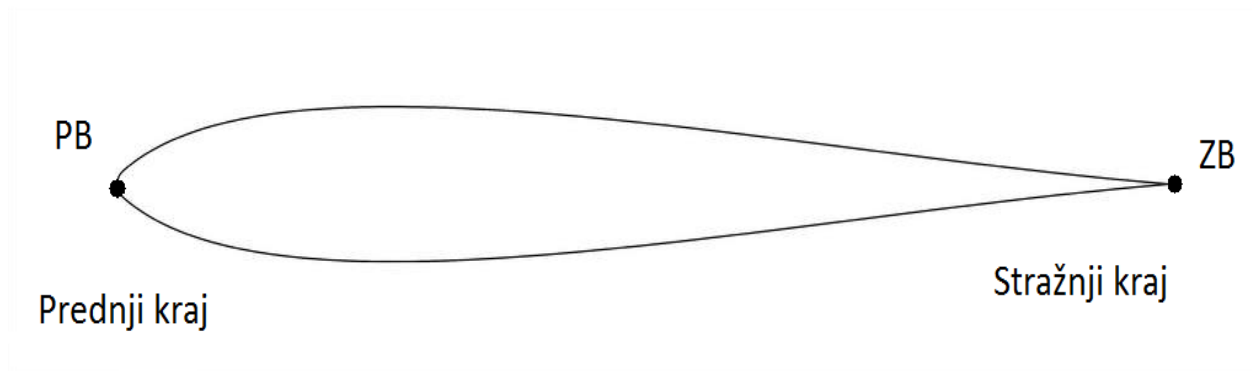


**Slika 3.** Primjer aeroprofila

Izvor: <https://i.ytimg.com/vi/KyiqxDlxQA/maxresdefault.jpg>

## 2.2. Geometrijske karakteristike aeroprofila

Zajednička obilježja velikog broja aeroprofila namijenjenih podzvučnom strujanju je zaobljeni prednji kraj sa „spuštenim nosom“ te oštrokutni stražnji ili zadnji kraj. Na slici 4. krajnja točka aeroprofila s koje fluid napušta aeroprofila naziva se stražnji brid ZB, a u odnosu na nju, najudaljenija točka koja se nalazi s prednje strane naziva se prednji brid te u ovom slučaju će se označiti kao PB. Dio aeroprofila od točke PB do točke ZB s gornje strane, naziva se gornjaka, a s donje strane donjaka. Zbog velikog broja oblika aeroprofila postoji više načina definiranja oblika aeroprofila. Dužina koja spaja dvije točke aeroprofila naziva se tetiva. [3]

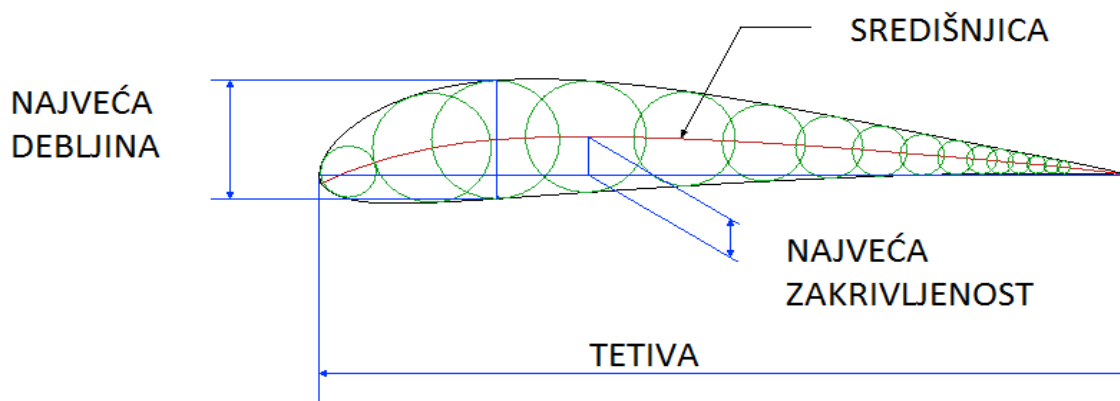


**Slika 4.** Krajevi aeroprofila

Izvor: [1]

Za lakše razumijevanje geometrije aeroprofila, na slici 5. su predstavljeni najbitniji elementi istog:

1. Tetiva - linija koja spaja dvije krajnje točke aeroprofila.
2. Srednja linija - linija koja spaja sve centre upisanih kružnica u konturu aeroprofila.
3. Najveća zakrivljenost - najveća udaljenost srednje linije i tetive.
4. Najveća debljina - najveća udaljenost od gornjake do donjake aeroprofila na pravac tetive.
5. Relativna debljina - odnos debljine aeroprofila i dužine tetive. [15]



**Slika 5.** Geometrijske značajke aeroprofila

Izvor: <https://en.wikipedia.org/wiki/Airfoil>

Linija koja spaja početak i kraj srednje linije zove se tetiva srednje linije i predstavlja referentnu tetivu za određivanje napadnog kuta. Središnjica ili srednja linija aeroprofila je linija koja spaja središta upisanih kružnica unutar aeroprofila. Oblik aeroprofila je u osnovi određen elementima poput relativne debljine, odnosno omjera najveće debljine  $d$  prema tetivi srednje crte, relativnog položaja najveće debljine te relativne krivine aeroprofila. Također, bitan je i oblik napadnog ruba koji može biti oštar ili zaobljen s različitim radijusom zaobljenosti te oblik izlaznog ruba koji može biti također, oštar ili tup. Relativna debljina je najvažnija karakteristika

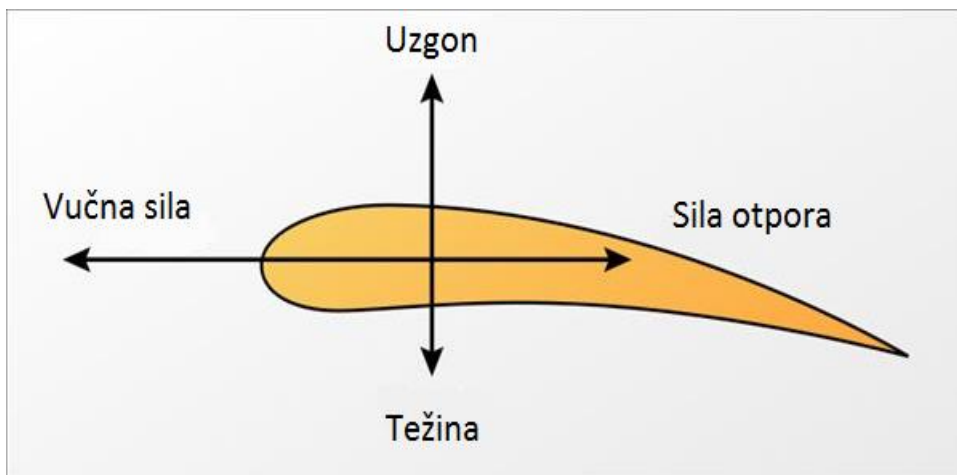
aeroprofila. Na dvozvučnim zrakoplovima su se puno primjenjivali aeroprofil s debljinom  $d = 0,2 - 0,15$ , a u nekim slučajevima i deblji. Smanjenje debljine pri malim vrijednostima Mahovog broja  $Ma$  daje relativno malo smanjene otpora aeroprofila. Za zrakoplove koji lete pri nadzvučnim brzinama leta, nužno je bez obzira na probleme po pitanju konstrukcije, koristiti aeroprofile manje odnosno male debljine ( $d=0,05$  i manje). Prema vrijednostima relativne krivine, aeroprofil se dijele na aeroprofile male krivine kod kojih je  $c=0-2\%$ , srednje krivine s  $c=2-4\%$  i velike krivine s  $c>4\%$ . [3]

### 2.3. Aerodinamičke sile

Na aeroprofil koji je postavljen u smjeru strujanja zraka djeluje aerodinamička sila koja se pojavljuje kao rezultat djelovanja aeroprofila i okolnog zraka. Kako je krilo razvojni niz aeroprofila, i na krilu će se očitovati jednaka sila. Svaki elementarni dio površine krila je izložen nekom tlaku, odnosno okomitoj sili, dok se s druge strane zbog viskoziteta površinskog trenja javljaju tangencijalne sile koje se također mogu rasporediti po elementarnim površinama. Suma okomitih i tangencijalnih sila koje djeluju na tim površinama daje ukupnu aerodinamičku silu na krilu te na nju utječe:

1. Razlika tlaka ispred i iza profila
2. Razlika tlaka ispod i iznad profila
3. Trenje zraka o površinu
4. Međusobno trenje čestica koje opstrujavaju aeroprofil

Ukupna aerodinamička sila se može razložiti na četiri sastavnice, a to su uzgon, otpor, težina te vučna sila te će se u nastavku objasniti funkcioniranje sile uzgona i otpora. Na slici 6 prikazane su osnovne komponente ukupne aerodinamičke sile. [3]



**Slika 6.** Smjer aerodinamičkih sila na aeroprofilu

Izvor:

[http://img.bhs4.com/E8/0/E80433BA82033ED388642CFB571BE713C9866ACD\\_large.jpg](http://img.bhs4.com/E8/0/E80433BA82033ED388642CFB571BE713C9866ACD_large.jpg)

### 2.3.1. Uzgon

Uzgon se dobiva strujanjem zraka oko krila koje uzrokuje raspodjelu tlakova iznad te ispod krila, pri čemu na gornjaci dolazi do smanjenja tlaka, a na donjaci do povećanja. Smanjenje tlaka na gornjoj strani aeroprofila je po iznosu veće nego povećanje na donjoj strani. Zrak iz područja višeg tlaka teže prelazi u područje nižeg tlaka, odnosno sa donjake na gornjaku krila. Izlazni rub je oštar i preko njega je prijelaz otežan te se glavina prijelaza događa na ulaznom rubu. Čestice zraka koje prijeđu ulazni rub uzrokuju povećanje volumena zraka koji ide preko gornjake krila, što ima za posljedicu povećanje brzine strujanja iznad gornjake prema zakonu o očuvanja mase. Ukoliko je na ulaznom rubu strujanje bez prestanka, tada se na izlaznom rubu pojavljuje vrtložno strujanje. To vrtložno strujanje ima određenu orijentaciju suprotnu smjeru kazaljci na sata. Kada vrtlozi ojačaju odvajaju se od krila te odlaze nizstrujno. Masa zraka koja je preostala u području oko krila, počinje se tada okretati u smjeru kazaljki sata te se taj proces se naziva cirkulacija. Cirkulacija ubrzava gibanje zraka iznad krila, a usporava ga ispod krila. Prema Bernoulijevom zakonu tlak pod krilom bit će veći nego nad krilom. Zbog te razlike stvara se sila uzgona. [3]

### 2.3.2. Otpor

Otpor je druga komponenta ukupne aerodinamičke sile koja se suprotstavlja gibanju zrakoplova. Sila otpora nastaje zbog razlike tlakova ispred i iza krila, trenja zraka o površinu krila te vrtloženja na krajevima krila. Postavi li se kojim slučajem simetrični aeroprofil pod napadnim kutem od  $0^\circ$  na struju idealnog fluida neće biti nikakvog otpora jer je raspodjela tlakova oko aeroprofila simetrična. Kako pri opstrujavanju krila postoji razlika u tlakovima na gornjaci i donjaci, osim primarnog strujanja zraka u smjeru leta, pojavit će se i sekundarno strujanje duž raspona krila kao posljedica kretanja zračne mase iz područja višeg u područje nižeg tlaka zraka. Slaganjem primarnog te sekundarnog strujanja rezultira savijanjem struje prema ravnini simetrije na gornjaci i od ravnine simetrije krila na donjaci krila. Za posljedicu, tako strujanje uzrokuje nastanak elementarnih vrtloga iza izlaznog ruba krila koji se iza krila namotavaju u dva slobodna vrtloga koji proizvode otpor. [3]

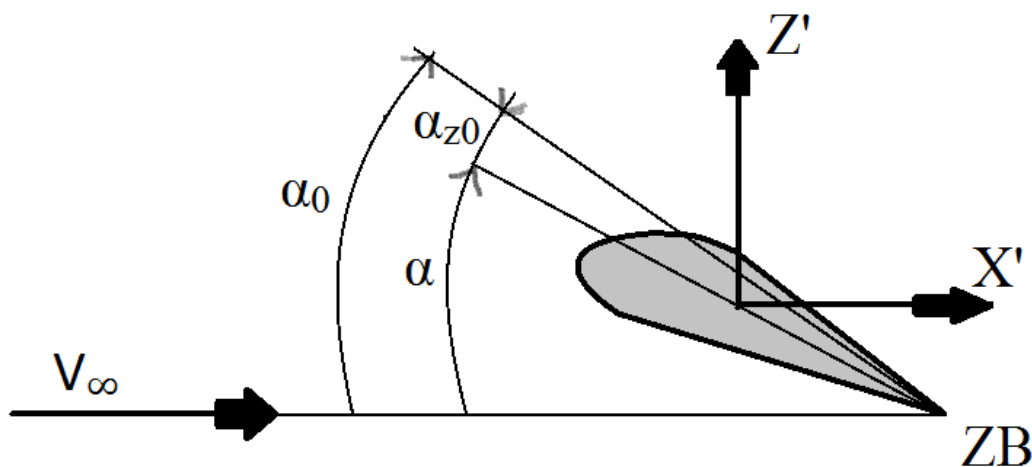
## 2.4. Opstrujavanje aeroprofila

Strujnice koje djeluju preko gornjake su znatno brže nego strujnice na donjaci što rezultira povećavanjem razlike brzina gornjake i donjake, a s tim dolazi do povećanja diferencijalnog tlaka. Na gornjaci je brzina povećana, a statički tlak je smanjen, međutim dok je na donjaci brzina smanjena, povećan je statički tlak. Postavi li se aeroprofil pod nekim kutom u struju zraka doći će do smanjenja tlaka zraka s gornje strane aeroprofila i do povećanje s donje. Razlika tih tlakova čini silu koja je usmjerena prema gore i lagano unatrag.

S povećanjem kuta povećava se i razlika tlakova, pa tako i uzgon, dok se smanjenjem kuta dolazi do položaja aeroprofila u kojem nema uzgona, odnosno uzgon je jednak nuli. Crta koja predstavlja produžetak strujnice zraka u položaju nultog uzgona naziva se crta nultog uzgona. Određivanje napadnog kuta je prikazano na slici 7. [3]

Kut između nadolazeće struje zraka i referente tetive aeroprofila (tetive srednje crte) naziva se napadni kut. Napadni kut se može preciznije odrediti, pa se stoga razlikuju:

1. geometrijski napadni kut  $\alpha$  koji je određen kao kut između tetive srednje crte i pravca neporemećenog strujanja;
2. kut nultog uzgona određen kao kut između tetive srednje crte i crte nultog uzgona  $\alpha_0$ ;



**Slika 7.** Određivanje napadnog kuta

Izvor: [1]

Napadni kut se određuje od tetive srednje crte ka pravcu neporemećenog strujanja uz bližu stranu s pozitivnim smjerom koji je suprotan smjeru kazaljke sata. S promjenom napadnog kuta mijenja se i veličina aerodinamičkih sila. Pri negativnom napadnom kutu, koeficijent uzgona je jednak 0 – napadni kut nultog uzgona. Koeficijent uzgona raste skoro linearno u ovisnosti s napadnom kutu, do početka odvajanja strujnica.

Također, vrlo bitan faktor kod strujanja je Reynoldsov broj (oznaka  $Re$ ) koji služi kao kriterij prema kojemu se može utvrditi hoće li u određenim okolnostima nastupiti laminarno ili turbulentno strujanje fluida. Pokusima je ustanovljeno da je za vrijednost Reynoldsovog broja manjeg od 2.000 strujanje laminarno, a za vrijednost Reynoldsovog broja većeg od 2.000 strujanje turbulentno. Poznavanje Reynoldsovog broja vrlo je važno kod proračuna strujanja unutar cijevi jer prilikom turbulentnog strujanja može nastati njihovo pucanje. [2]

## 2.5. Karakteristike krila

S obzirom na funkciju stvaranja aerodinamičke sile uzgona na krilu, može se reći da je krilo primarna ili osnovna komponenta zrakoplova. Iz razloga da sila uzgona mora biti dovoljno velika iznosom da zrakoplov drži u zraku tijekom leta pri maksimalnoj dopuštenoj težini, očigledno je da je krilo izloženo iznimnim statičkim i dinamičkim opterećenjima. Uzgon pridonosi najvećem opterećenju krila, i tu se prvenstveno misli na savijanje.

Krilo predstavlja vrlo složen prostorni nosivi sustav. Osim navede uloge proizvodnje uzgona, krilo uključuje još nekoliko dodatnih funkcija. Na suvremenim zrakoplovima, krilo je istovremeno spremnik za gorivo, nosiva konstrukcija za komande leta, ugradba stajnog trapa, te raznih elementa za upravljanje komandnim površinama. U slučaju ljuskaste konstrukcije krila, i sama obloga odnosno kora preuzima određeni dio opterećenja i pridonosi ukupnoj čvrstoći strukture krila. Kod debljeg krila povećava se i aerodinamički otpor, pa se u praksi koristi specifični omjer relativne debljine i minimalnog koeficijenta otpora. Obično se relativna debljina kreće kod trupa oko 14 do 15% a na rubovima krila 8 do 10%.

Zajednička karakteristika fiksne i upravljačke uzgonske površine je aeroprofil, o kojemu ovise aerodinamička obilježja zrakoplova. Ukoliko se gleda prema namjeni i kategoriji zrakoplova, konstruktor će specifičnim sustavom bodovanja, odabrati aeroprofile koji svojim značajkama najviše odgovaraju zadatku. Prema koncepciji zrakoplova, odabrat će se oblik prema kojim će ovisiti aerodinamičke performanse zrakoplova.

Osnovni kriterij za odabir optimalnih aerodinamičkih značajki su:

1. što manji profilni otpor,
2. što veći uzgon,
3. što veća finesa,
4. što veći faktor penjanja,
5. što manji moment uzgonske površine,
6. što veći dijapazon brzina.

Krilo je glavni organ na zrakoplovu za stvaranje sile uzgona. Tijekom obavljanja svoje uloge, ono stvara aerodinamičku silu koja prouzrokuje dinamička opterećenja raznih vrsta. Zbog vlastite težine, krilo je opterećeno i statički. Konstrukcija krila je vrlo kompleksna u obliku nosive kutije. Kod takvoga nosivog sustava i vanjska oplata trpi deformacije. Tijekom konstruiranja, najveća pažnja posvećuje se aerodinamičkom oblikovanju, odnosno izboru oblika, međusobnim proporcijama njegovih osnovnih dijelova i obliku djelujućih presjeka te izboru i rasporedu aeroprofila.

Svako krilo mora zadovoljiti uvjete:

a) Aerodinamičke – konstrukcija krila treba težiti postizanju što većeg uzgona uz što manji otpor, stoga je potrebno izabrati aeroprofile koji će odgovarati zahtjevima. Od krila se zahtijeva



da tijekom leta osigura poprečnu stabilnost, osobito pri letu velikim napadnim kutovima. Također, mora posjedovati veliki dijapazon brzina. Na mjestima spoja krila i trupa potrebno je kanalizirati struju zraka da se što više smanji interferirani otpor te da završetak krila mora biti projektiran tako da se što više smanji inducirani otpor;

b) Eksploatacijske – mogućnost maksimalnog iskorištenja unutrašnjosti krila te dobar pristup dijelovima koji se opslužuju, ne zahtjevni popravci, eksploatacija neovisno o godišnjem dobu te mogućnost čuvanja na otvorenom prostoru;

c) Konstrukcije – sastoje se u maloj težini dovoljnoj jačini i krutosti krila s mogućnošću veze krila s ostalim dijelovima zrakoplova

d) Tehnološke – izradba mora biti jednostavna, lako izvedena, brza i uz to što je više moguće jeftinija.

Mehanizaciju krila podrazumijevaju svi uređaji za uvećanje uzgona pri velikim napadnim kutovima, odnosno pri brzinama s malim vrijednostima, krilca te spojleri. Zračne odnosno aerodinamičke kočnice se također mogu naći na krilima. Zbog povećanja specifičnog opterećenja krila, kod suvremenih zrakoplova dolazi i do povećanja minimalnih brzina, odnosno brzina polijetanja i slijetanja što uvjetuje veću dužinu uzletno-sletne staze, ali i probleme s konstrukcijom stajnog trapa. Kako bi se smanjila minimalna brzina zrakoplova na krilima se također ugrađuju pomoćne površine, odnosno uređaji koji služe za poboljšavanje opstrujavanja krila na velikim napadnim kutovima. [2]

## 2.6. Postupci za povećanje uzgona

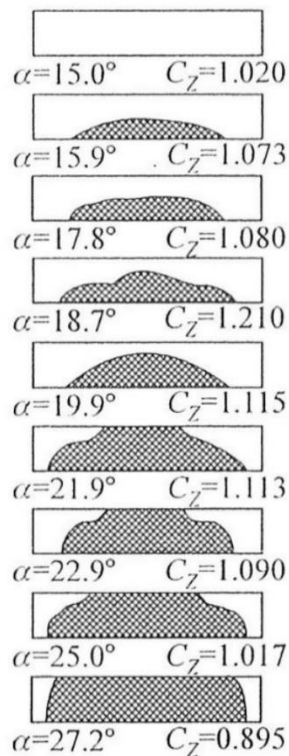
Nastanak uzgona na zrakoplovu se može postići različitim mehanizmima odnosno uređajima. Proučavanja proizvodnje uzgona na uređajima u ovom radu su limitirana isključivo na podzvučno strujanje, a to postavlja gornju granicu razine leta koja je jednaka iznosu Machovog kritičnog broja, što daje maksimalnu brzinu tog leta. Sama maksimalna brzina ovisi o temperaturi zraka, odnosno o visini leta. Za horizontalni let, jednolikom brzinom postoji statička ravnoteža između težine zrakoplova i sile uzgona. Dinamički tlak kod podzvučnih brzina je izrazito velik pa je to razlog dobivanja velike sile uzgona relativno malim koeficijentima uzgona koji daju relativno tanki aeroprofil s malom zakrivljenošću. Sama vrijednost koeficijenta uzgona je zbroj utjecaja svih uzgonskih površina koja uključuje krila, trup i repa, od kojih je krilo dominantno pa se u proračunu pod koeficijentom uzgona podrazumijeva koeficijent uzgona krila.

Osim maksimalne brzine, važnost se treba pridodati i minimalnoj brzini, jer od nje ovisi dužina staze za slijetanje i polijetanje. Za zrakoplov s fiksnom konstrukcijom krila, minimalna brzina se postiže kada se zrakoplov postavi u položaj da krila dosegnu kritični napadni kut, a koeficijent uzgona svoju maksimalnu vrijednost. Kod takvog tipa krila, velike vrijednosti koeficijenta uzgona se mogu postići korištenjem aeroprofila s većom zakrivljenošću. Ipak, krilo s velikom zakrivljenošću daje i velike vrijednosti koeficijenta otpora, ne samo kod velikih napadnih kutova odnosno malih brzina kada otpor nije nužno štetan, nego i kod slučajeva kod malih napadnih kutova, odnosno velikih brzina, vrijednost otpora izrazito štetan.

## 2.7. Maksimalna vrijednost koeficijenta uzgona fiksnog krila

Analize strujanja nevtložnog fluida oko aeroprofila i fiksnog krila konačnog raspona su rezultirale da koeficijent uzgona raste s porastom napadnog kuta. Kod strujanja viskozno fluida te kao posljedica odvajanja graničnog sloja kod nekog kritičnog kuta, postiže se maksimalni iznos koeficijenta uzgona za aeroprofil. Kritični kutovi za aeroprofil i krilo nisu jednaki kada je krilo izrađeno od jednakih aeroprofila. Za klasične aeroprofile, vrijednost kritičnog kuta se nalazi u području od  $12^\circ$  do  $20^\circ$ , a maksimalna vrijednost koeficijenta uzgona je od 1,2 do 1,8 što ovisi o obliku samog aeroprofila, Reynoldsovu broju, Machovom broju te hrapavosti površine. Kritični napadni kut za krilo konačnog raspona ovisi, osim o nabrojenim parametrima za aeroprofil od kojih je izrađeno krilo, o aspektnom odnosu i o obliku krila.

Na slici 8. prikazan je utjecaj napadnog kuta na odvajanje graničnog sloja na gornjaci krila i promjenu koeficijenta uzgona  $C_z$ , za pravokutno krilo.



**Slika 8.** Maksimalne vrijednosti i kritični kut za pravokutno fiksno krilo

Izvor: [1]

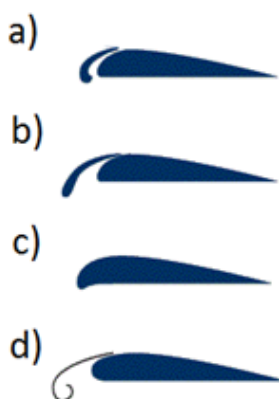
Kod kuta od  $15^\circ$ , koeficijent uzgona iznosi  $C_z=1,020$  a na toj cijeloj površini se ne vidi slučaj odvajanja graničnog sloja. Kada se kut povećao na  $15,9^\circ$ , tada koeficijent uzgona raste na vrijednost 1,073, a na području oko osi simetrije krila bliže izlaznom bridu, prikazano je da dolazi do procesa odvajanja graničnog sloja. Daljnji porast napadnog kuta do  $18,7^\circ$  prati porast koeficijenta uzgona krila do vrijednosti  $C_z = 1,210$ , a sve veći dio površine biva zahvaćen područjem gdje se događa odvajanje graničnog sloja. Iako na dijelu krila koje je zahvaćeno odvajanjem dolazi do lokalnog smanjenja koeficijenta uzgona aeroprofila, na preostalom dijelu površine dolazi do povećanje istog, pa tako je ukupan efekt povećanje koeficijenta uzgona.

Dostignuta vrijednost koeficijenta uzgona je ujedno i najveća vrijednost  $c_{zmax} = 1,210$ . Za kutove koji su manji od  $19,9^\circ$ , koeficijent uzgona pada, a područje odvajanja graničnog sloja zahvaća sve veću površinu krila. Karakteristično je da za ovaj oblik krila, površine u blizini vrhova krila nisu zahvaćene odvajanjem kod relativno velikog napadnog kuta koji u ovom slučaju iznosi  $27,2^\circ$ .

Maksimalna vrijednost koeficijenta uzgona krila određuju se primjenom konvencije po kojoj je ona vrijednost koeficijenta uzgona krila. Ona se postiže pri nekim napadnog kuta kada se prvi put na nekom lokalnom presjeku duž raspona postigne maksimalna lokalna vrijednost koeficijenta uzgona aeroprofila. Kod neke promatranog zrakoplova, brzina na krilu i aeroprofil zavisit će o Reynoldsovu broja. Pri porastu vrijednosti Reynoldsova broja, iznos lokalnog koeficijenta maksimalnog uzgona je konstanta duž cijelog raspon krila. [1]

### 3. Pretkrilca

Pretkrilca su dodatne površine krila koje se nalaze na napadnom rubu i čija je uloga poboljšanje opstruiranja krila na velikim napadni kutovima. Adaptacija prednjeg kraja obuhvaća najmanje dio krila ispred dijela na kojem se nalaze zakrilca, a često i cijeli prednji brid krila. Pretkrilce može biti s procjepom i bez procjepa te fiksno, automatsko i upravljivo. Ukoliko je riječ o pretkrilcu s procjepom poboljšanje se postiže zbog ubrzanja samog strujanja kroz procjep između pretkrilca i krila, a ako je riječ o pretkrilcu bez procjepa dolazi do povećanja krivine gornjake što opet ubrzava strujanje i time povećava koeficijent uzgona. Fiksna pretkrilca se postavljaju na sporijim zrakoplovima, dok se automatska izvlače samo pod djelovanjem aerodinamičnih sila, a upravljiva izvlači pilot. Pretkrilca koja se postavljaju samo dijelom raspona krila obično se postavljaju u visini krilaca poboljšavajući im učinkovitost pri velikim napadnim kutovima, odnosno malim brzinama. Pri izvlačenju pretkrilca svih vrsta, dolazi do pomicanja središta potiska ka ulaznom rubu što uzrokuje pojavu momenta propinjanja. Tipovi pretkrilca su prikazani na slici 9.



**Slika 9.** Razni tipovi pretkrilca: a) fiksna pretkrilca s procjepom, b) upravljivo pretkrilce s procjepom, c) zakretni nos pretkrilca, d) Krügerovo pretkrilce

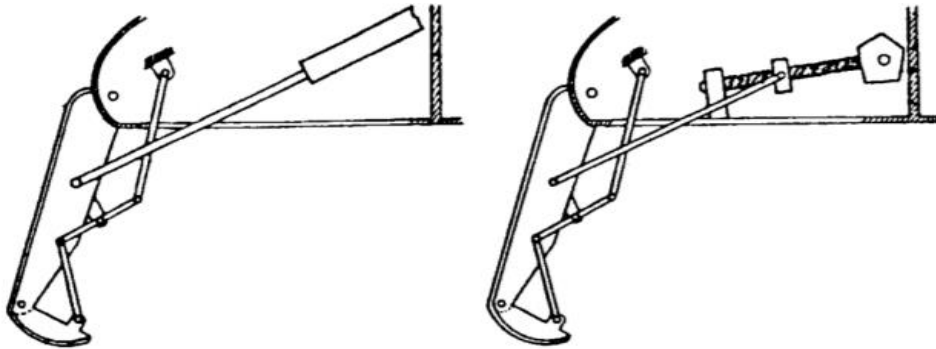
Izvor: <https://qph.ec.quoracdn.net/main-qimg-b88038310784580ad1aa698f79110b3e>

Pretkrilca su dijelovi krila koje karakterizira mala dimenzija te su položeni po prednjem napadnom rubu krila. Tetiva pretkrilca iznosi oko 12 – 15% tetive krila te ona obično predstavlja dio ili odsječak glavnog aeroprofila krila, koji se u raznim slučajevima odvaja od osnovnog profila i formira pravilan procjep ili kanal. Razlika tlakova između donjake i gornjake uspostavlja strujanje kroz procjep te povećava kinetičku energiju u pravcu strujanja, pa kao rezultat toga se povećava i vrijednost uzgona.

Osnovna karakteristika djelovanja pretkrilca se sastoji u tome da veći porast maksimalnog uzgona prati ujedno i veći porast kritičnog kuta koji mu odgovara. To je iznimno korisno u slučaju leta s minimalnom brzinom i sa smanjenom vanjskom vidljivošću, dok je pri slijetanju vrlo nepovoljna, jer zahtijeva veću visinu stajnog trapa, što je za brze zrakoplove nezgodno jer otežava njihovo uvlačenje u letu. Taj nedostatak pretkrilca najbolje se izbjegava korištenjem

kombinacije s istovremenom primjenom zakrilca koje ima suprotnu namjenu smanjenja kritičnog kuta. [2]

U sadašnjoj upotrebi se koriste dva oblika pokretanja pretkrilaca, a to su: hidraulički i mehanički te su prikazani na slici 10. Svaki ima prednosti te nedostatke. Hidrauličke sustave je lako ugraditi jer sadrži manji broj dijelova. Imaju veliki stupanj iskoristivosti i iznimno malu težinu, jer sadrže samo cijevi, fluid te pokretački uređaj. Nedostatak se nalazi u mogućnosti propuštanja cijevi te curenja fluida iz cijevi te tako pretkrilce postaje neefikasno uz povećanje rizika od požara. Kod mehaničkih sustava je lakše precizno upravljati pretkrilcem, odnosno mogu se lako povezati elektronskim sustavima (sustavi zupčanika). S tim sustavom je moguće upravljati bez ovisnosti o ostalim sustavima na zrakoplovu jer pretkrilca imaju svoj elektromotor. Nedostatak mehaničkih pretkrilca je ta da im je težina znatno veća od hidrauličkih sustava te proizvodi veće troškove od hidrauličkog, a tu se prvenstveno misli na održavanje te zamjenu potrebnih dijelova. [4]



**Slika 10.** Usporedba hidrauličkog i mehaničkog pretkrilca

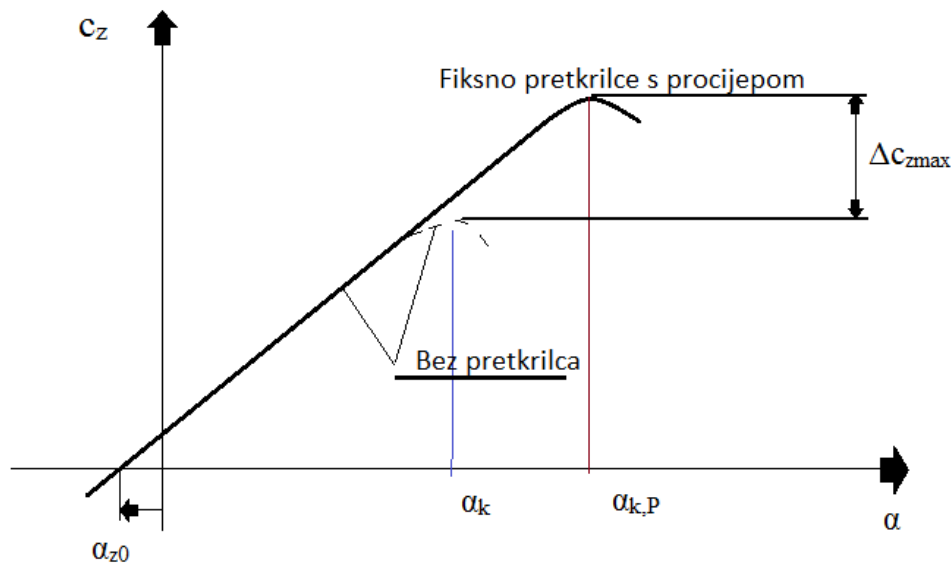
Izvor: [5]

### 3.1. Fiksno pretkrilce s procijepom

Fiksno pretkrilce s procijepom predstavlja najjednostavniji oblik te preteču modernih pretkrilca. Ova vrsta pretkrilca sadrži pomoćno krilo izrađeno od aeroprofila s velikim stupnjem zakrivljenosti postavljenog ispred osnovnog aeroprofila krila, tako da se između njih formira specifično oblikovani procijep. Fiksno pretkrilce je prikazano na slici 8 a). U tim uvjetima pod velikim napadnim kutovima, odnosno pri malim brzinama u polju, ispod pretkrilca i ispod osnovnog aeroprofila poraste tlak, ali se s gornje strane krila iza prednjeg brida formira podtlak. Radi te razlike tlakova, zrak u obliku mlaza struji iz procijepa preko gornjake osnovnog aeroprofila. Upravo tako se povećava energija struje zraka u graničnom sloju, odgađajući pojavljivanje graničnog sloja i povećava se vrijednost kritičnog kuta. S povećanjem napadnog kuta, raste protok zraka kroz procijep koji energizira granični sloj i pomiče kritični kut s vrijednost  $\alpha_k$  na vrijednosti  $\alpha_{k,p}$  što je prikazano na slici 11. Povećanje maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona  $C_{zmax}$  je usporedivo s povećanjem kod običnog zakrilca. Kontradiktorno tome, povećanje koeficijenta otpora je znatno smanjeno zbog efikasnog upravljanja graničnim slojem i odsutnosti odvajanja graničnog sloja kod velikih napadnih kutova. Kod slučaja malih

napadnih kutova, pretkrilce ne izaziva promjenu strujne slike pa iako uzrokuje malo povećanje koeficijenta otpora, nema utjecaja na koeficijent uzgona.

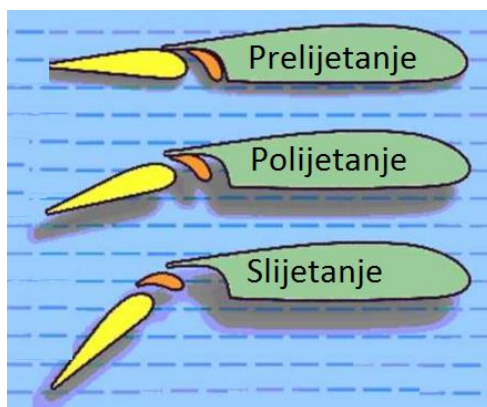
Rast odnosno povećanje maksimalnog iznosa koeficijenta uzgona, ali uz uvjet položaja zrakoplova pod većim napadnim kutovima sadrži ključan nedostatak – smanjuje vidljivost pilotu iz kabine. Također, odsutnost porasta koeficijenta otpora pri velikim napadnim kutovima nije optimalno jer se tijekom slijetanja očekuje veliki otpor i mali odnos sile uzgona i sile otpora. Povećanje koeficijenta otpora pri malim napadnim kutovima te pri velikim brzinama krstarenja predstavlja najveći nedostatak ove vrste pretkrilca. [1]



**Slika 11.** Utjecaj pretkrilca s procijepom na koeficijent uzgona  
Izvor: [1]

### 3.2. Upravljivo pretkrilce s procijepom

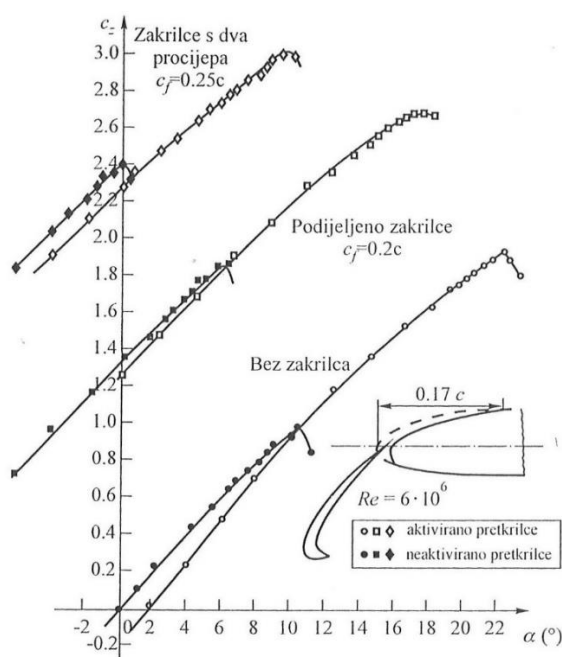
Ova vrsta mehanizma spada u kategoriji automatskih pretkrilca, odnosno samo aktiviranje se događa kod velikih napadnih kutova. U slučaju automatskog i upravljivog pretkrilca s procijepom te kod malih napadnih kutova, pretkrilce se nalazi uz osnovni aeroprofil krila tako da prividno čine jednu cjelinu čime se gotovo potpuno eliminira porast koeficijenta otpora. S pomoću nekoliko poluga vođenih iz unutrašnjosti osnovnog krila, pretkrilce se pridržava. Tijekom leta zrakoplova, pri većim napadnim kutovima na dijelu donjake nizstrujno od prednjeg brida se javlja veći tlak te on kod automatskih pretkrilca otvara procijep i omogućuje strujanje zraka unutar procijepa te pruža mogućnost upravljanja graničnim slojem. Položaj i veličina procijepa upravljivog pretkrilca ovisi o pilotovoj odluci koje donosi na temelju karakteristika određenog režima leta. Na slici 12. su prikazana tri položaja pretkrilca u tri zasebna režima leta.



**Slika 12.** Upravljivo pretkrilce s procijepom za vrijeme: a) prelijetanja, b) polijetanja, c) slijetanja

Izvor: <http://parakaiairfield.co.nz/images/DaFlapDiag.jpg>

Bitno je spomenuti da se upravljivo pretkrilce često koristi u kombinaciji sa zakrilcem. Djelovanje pretkrilca na osnovnom aeroprofilu za slučajeve bez zakrilca, s podijeljenim zakrilcem ili zakrilcem s dvostrukom procijepom prikazano je na slici 13. U svim prikazanim slučajevima došlo je do povećanja maksimalnog iznosa koeficijenta uzgona na 0,9 te samo aktiviranje pretkrilca vodi prema produženju karakteristike uz povećanje kritičnog kuta. Krivulje s aktiviranim pretkrilcem su pomaknute udesno kao posljedica prividnog smanjenja napadnog kuta te je nagib povećan iz razloga povećanja osnovne površine krila.

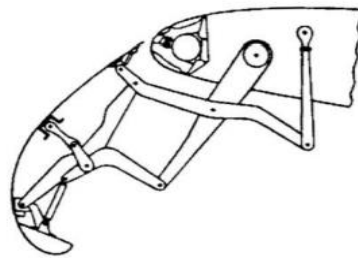


**Slika 13.** Utjecaj pretkrilca s procijepom za slučajeve bez zakrilca, s podijeljenim zakrilcem i zakrilca s dvostrukim procijepom

Izvor: [1]

### 3.3. Krügerovo pretkrilce

Krügerovo pretkrilce postoji u dvije osnovne varijante: fiksna te s promjenjivom zakrivljenošću koje je prikazano na slici 14. Fiksni oblik Krügerovog pretkrilca je jednostavnija varijanta ovog pretkrilca. Pretkrilce s promjenjivom zakrivljenošću karakterizira savijanje u određenom potrebnom stupnju izvučenosti pretkrilca. Neaktivirano pretkrilce se uklapa u donjaku krila neposredno iza prednjeg brida te ga obilježava okretnost oko zgloba. Pretkrilce s procijepom u odnosu na Krügerovo pretkrilce se razlikuje u kompletno drugačijem obliku te u tome što Krügerovo pretkrilce ne sadrži procijep. Efikasnost pretkrilca ove vrste ovisi o kutu zakretanja te o dužini tetive krilca. Za male kutove zakretanja odnosno za kutove koji nisu veći od  $100^\circ$ , događa se negativan efekt na porastu koeficijenta uzgona. Idealna vrijednost kuta za aeroprofil ovisi o aeroprofilu te dužine tetive pretkrilca.

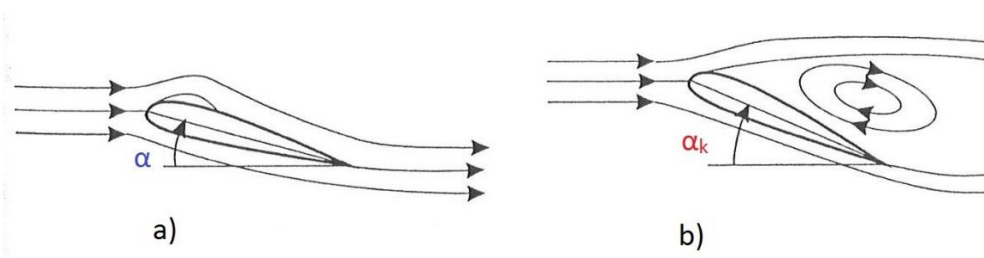


**Slika 14.** Krügerovo pretkrilce s promjenjivom zakrivljenošću

Izvor: <https://www.boatdesign.net/threads/are-solid-wingsails-practical-with-high-lift-slats.58262/>

### 3.4. Zakretni nos pretkrilca

U slučajevima kod velikih brzina, upotrebljavaju se vrlo tanki aeroprofil s malim polumjerom zakrivljenja prednjeg dijela aeroprofila. Aeroprofil s takvim zakrivljenjem su skloniji malim kritičnim napadnim kutovima s nepovoljnim oblikom krivulje uzgona u području kod kritičnog napadnog kuta. Ta posljedica neprilagođenosti fluidne struje prema malom zakrivljenju nosa aeroprofila se već pojavljuje kod umjerenih napadnih kutova, kada se na gornjaci u blizini prednjeg brida formira mjehurasta zona odvajanja koja se i kod neznatnog povećanja napadnog kuta može proširiti do zadnjeg odnosno uzlaznog brida. To može prouzročiti smanjenje vrijednosti koeficijenta uzgona što je prikazano na slici 15.

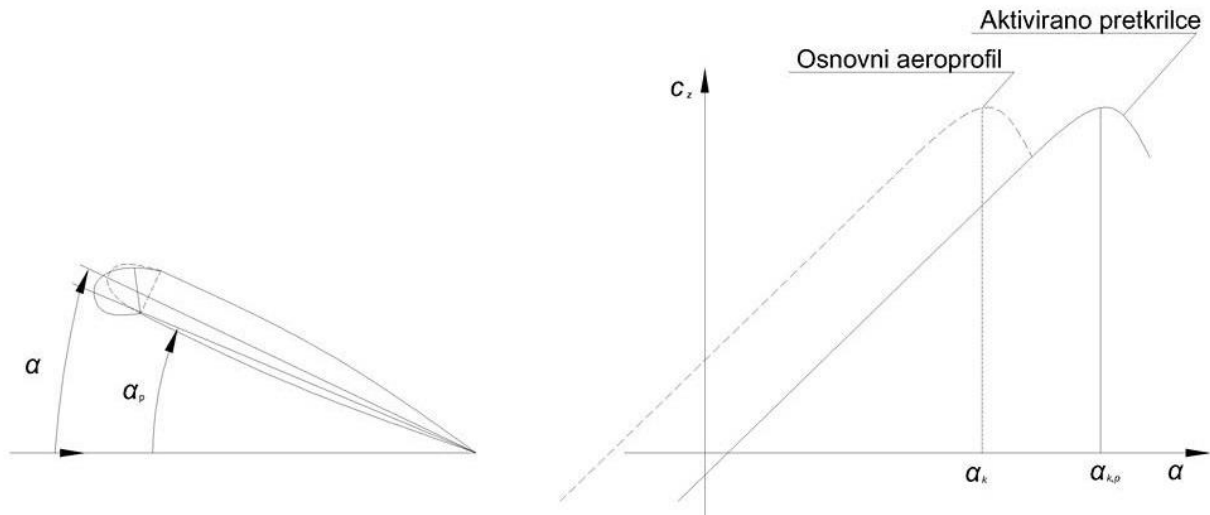


**Slika 15.** Mjehurasta zona odvajanja kod tankih aeroprofila s malim radijusom zakrivljenja nosa a) umjeren napadni kut  $\alpha < \alpha_k$ , b) slom uzgona  $\alpha \geq \alpha_k$

Izvor: [1]



Da bi se izbjeglo odvajanje kod umjerenih napadnih kutova, nos aeroprofila se čini zakretnim oko zgloba da bi se kontura gornjake prilagodila većim napadnim kutovima. Djelovanje ovog pretkrilca ima za posljedicu povećanje zakrivljenosti aeroprofila, smanjenja prividnog napadnog kuta te mogućnosti produktivnijeg upravljanjem graničnim slojem. Iako povećanje zakrivljenosti vodi ka smanjenju kuta nultog uzgona te snižavanje napadnog kuta prema efektu povećanja kuta nultog uzgona, moguća je translacija krivulje uzgona u lijevom ili desnom smjeru na prikazanom grafu. Ipak, češća je pojava translacije na desnu stranu a upravljanje graničnim slojem se povećava kritični kut kao što se vidi na slici 16.



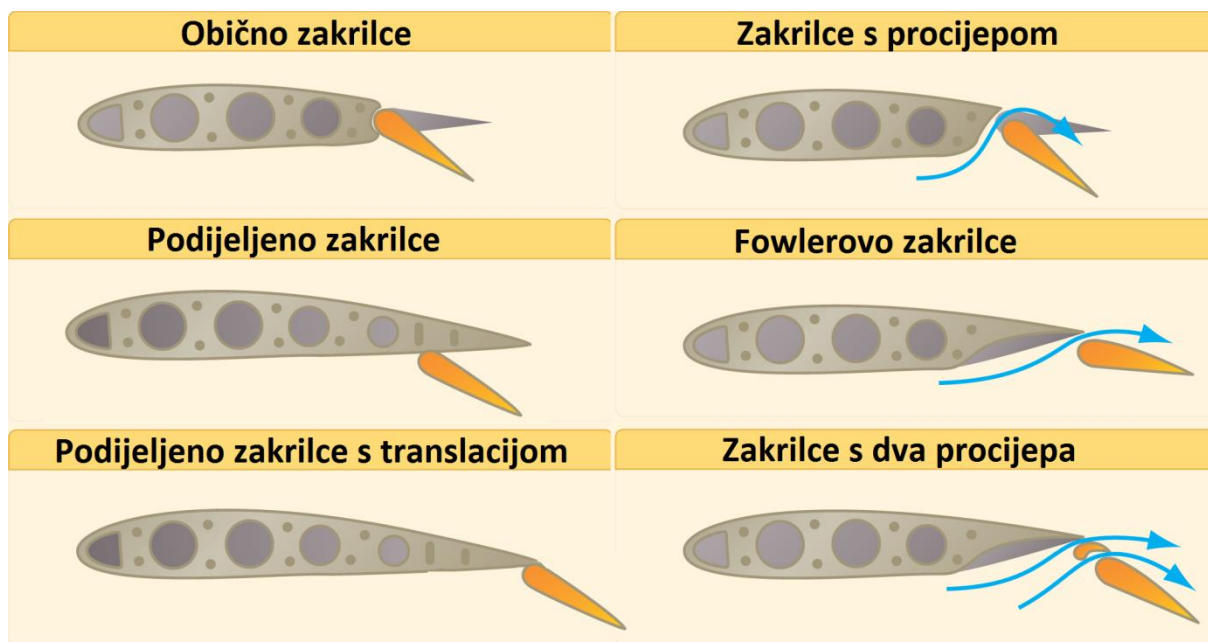
**Slika 16.** Shema promjene koeficijenta uzgona kod pretkrilca sa zakretanjem

Izvor: [1]

## 4. Zakrilca

Zakrilce je aerodinamička pokretna površina koja se nalazi uz dužinu stražnjeg dijela krila na dijelu koje je bliže trupu. Osnovna funkcija zakrilca je povećanje koeficijenta uzgona u režimima slijetanja ili polijetanja. Površina zakrilca zahvaća oko 60% razmaha krila, simetrično s obje strane trupa. Preostali dio površine stražnjeg dijela krila do samog vrha zauzimaju krilca koja služe za upravljanje rotacijom oko produžene osi. Danas, postoji veliki broj vrsta zakrilaca koji koriste principe povećanja zakrivljenosti, upravljanja graničnim slojem, ali i povećanja efektivne površine krila za ostvarivanje primarne zadaće povećanja maksimalnog iznosa vrijednosti koeficijenta uzgona te su različite vrste odnosno tipovi zakrilca prikazani na slici 17. Najbitnije karakteristike zakrilca su:

1. relativna dužina tetive zakrilca u odnosu na tetivu aeroprofila;
2. maksimalni kut zakretanja;
3. povećanje maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona;
4. promjena nagiba linearnog dijela krivulje uzgona;
5. promjena koeficijenta momenta oko y osi;



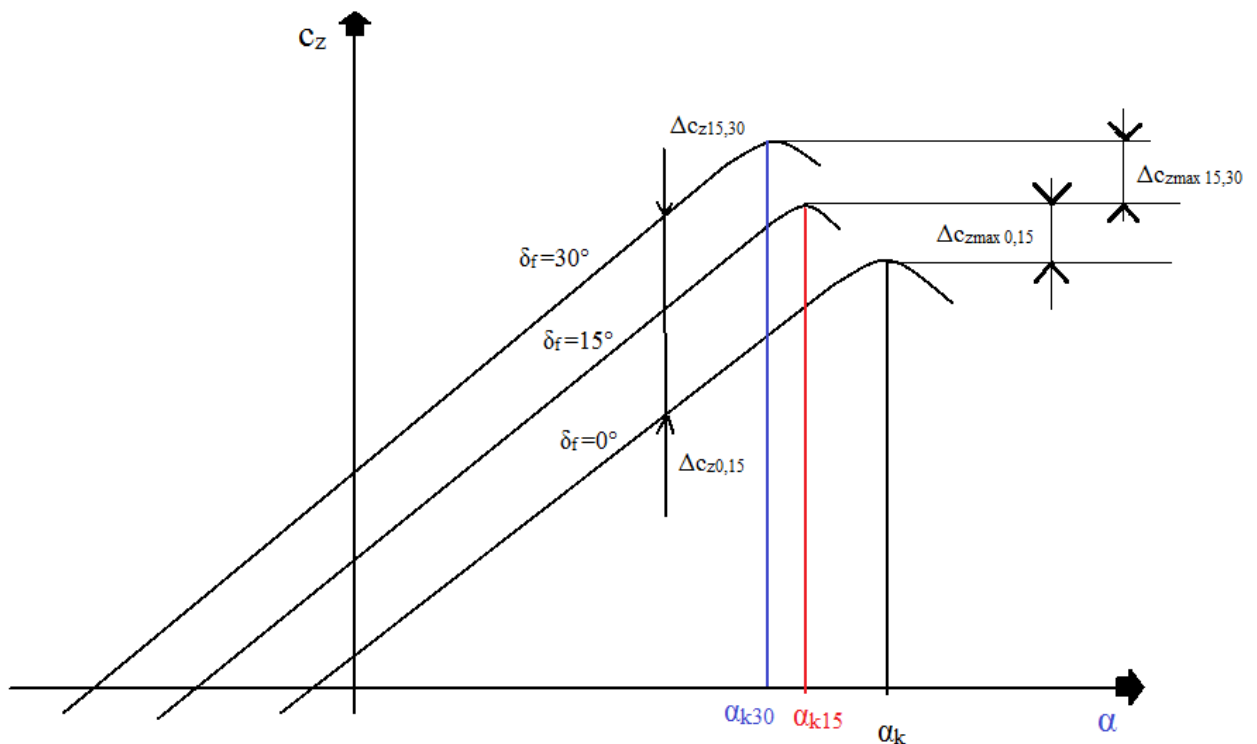
**Slika 17.** Razni tipovi zakrilca

Izvor: <http://learntoflyblog.com/wp-content/uploads/2015/10/commonflaps.png>

#### 4.1. Obično zakrilce

Obično zakrilce je najjednostavniji tip zakrilca koje karakterizira dio aeroprofila dužine tetive  $c_f$  te je okretno oko zgloba. Shema zakrilca je prikazana na slici 16. Najpogodnija dužina tetive zakrilca iznosi  $c_f = 0.25c$  te između zakrilca i osnovnog profila krila, nije moguće strujanje fluida.

Veličina zakretanja je definirana kutom  $\delta_f$ . Optimalna veličina kuta zakretanja se nalazi u intervalu  $\delta_f = 50^\circ - 60^\circ$ . Na slici 18. se nalazi shematski prikazan efekta postavljanja zakrilca za dva kuta od  $15^\circ$  te  $30^\circ$  s usporedbom s neaktivnim zakrilcem ( $\delta_f = 0$ ). Iz slike se vidi da s povećanjem kuta zakretanja  $\delta_f$  raste maksimalna vrijednost koeficijenta uzgona  $c_{zmax}$ , ali se efekt povećanja koeficijenta uzgona smanjuje s rastom kuta zakretanja. Također, kod određenog kuta zakretanja, vrijednost povećanja koeficijenta uzgona je veća od povećanja maksimalnog iznosa koeficijenta uzgona  $c_{zmax}$ . Vidljivo je i smanjenje iznosa kritičnog kuta s porastom kuta zakretanja običnog zakrilca. Ta posljedica se može smatrati povoljnom jer se pilotu poboljšava vidljivost iz kabine.



**Slika 18.** Utjecaj običnog zakrilca na koeficijent uzgona na dva kuta zakretanja

Izvor: [1]

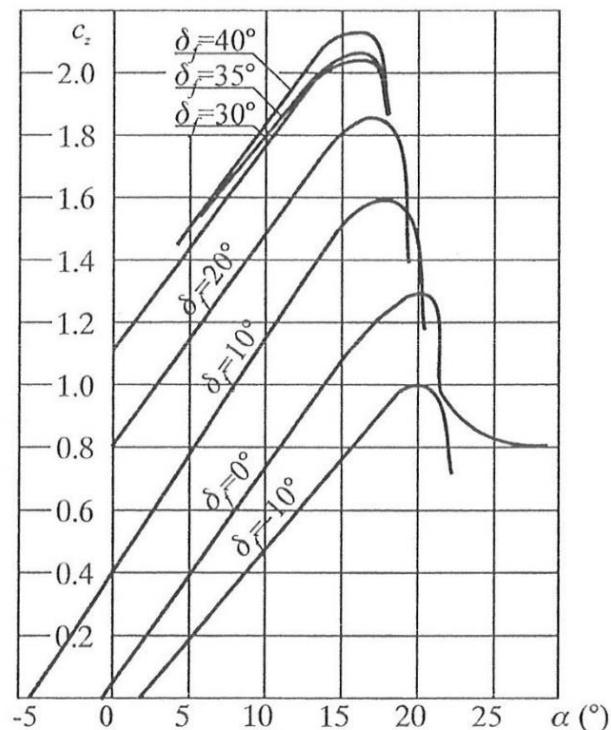
Tijekom procesa zakretanja zakrilca dolazi do podizanja razlike tlaka na području površine cijelog aeroprofila. Najveće povećanje se događa u zoni djelovanja zakrilca. Rezultat toga je pomicanje centra potiska CP nizstrujno ka stražnjem bridu ZB aeroprofila. Za posljedicu to uzrokuje smanjenje koeficijenta momenta pa nos zrakoplov pokazuje tendenciju poniranja prema dolje. Iz razloga povećanja zakrivljenosti aeroprofila, povećava se i koeficijent otpora proporcionalno iznosom više nego sam koeficijent uzgona te to dovodi do smanjenja odnosa

$c_z/c_x$ . Takva reakcija se može smatrati optimalnom jer je moguće strmije slijetanje iz razloga jer povećan iznos koeficijenta otpora smanjuje dužinu uzletno-sletne staze.

#### 4.2. Zakrilce s procijepom

Za vrijeme neaktiviranog stanja, zakrilce je sastavni dio krila koje se nalazi na stražnjem bridu, no pri aktivaciji zakrilca te prilikom zakretanja za određeni kut, istovremeno se otvara procijep između zakrilca i osnovnog krila. Optimalna dužina tetive zakrilca s procijepom iznosi  $c_f=0.3c$  te najpogodnije zakretanje do  $50^\circ$ .

Zakrilce s procijepom se bazira na porastu zakrivljenosti profila te upravljanju graničnim slojem. Djelovanje zakrilca s procijepom se temelji na aktiviranju zakrilca za određeni kut  $\delta_f$  te na stvaranju nadtlaka s donje strane krila odnosno zakrilca u odnosu na tlak iznad procijepa. Nakon toga se formira strujanje kroz procijep koje se upuhuje tangencijalno iznad gornjake zakrilca, čija je svrha energiziranje usporenog graničnog sloja te sprječavanje njegovog odvajanja. Upravo ti kombinirani efekti upravljanja graničnim slojem odnosno zakrivljenošću daju znatnije rezultate povećanja maksimalnog iznosa koeficijenta uzgona, više nego obično i podijeljeno zakrilce. Korisno upravljanje graničnim slojem također smanjuje povećanje iznosa koeficijenta otpora zbog usporenog odvajanja graničnog sloja. S povećanjem kuta zakretanja zakrilca, događa se porast koeficijenta uzgona, maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona  $c_{zmax}$  te se kritični kut obično smanjuje za iznos od  $2^\circ$  do  $5^\circ$ . Na slici 19. prikazana je funkcionalna zavisnost koeficijenta uzgona o napadnom kutu. [1]



**Slika 19.** Zavisnost uzgona za zakrilce s procijepom

Izvor: [1]

### 4.3. Fowlerovo zakrilce

Princip rada Fowlerovog zakrilca je vrlo slično zakrilcu s procijepom, a sličnost se vidi u tome što se prilikom aktiviranja, zakrilce pomiče iz svog ležišta u krilu nizstrujno za približno cijelu dužinu tetive  $c_f$  te istovremeno se zakreće za željeni kut djelovanja te je primjer prikazan na slici 20. Samo djelovanje Fowlerovog zakrilca se bazira na tendenciji za porastom zakrivljenosti i upravljanju graničnim slojem uz povećanje noseće površine. Između zakrilca i krila se nalazi procjep koji se drži uvijek maksimalno otvorenim, a kod maksimalnog kuta zakretanja, prednji brid zakrilca je ispod donjake osnovnog aeroprofila.



**Slika 20.** Prikaz Fowlerovog zakrilca

Izvor: [https://www.cybermodeler.com/special/images/fowler\\_flap.png](https://www.cybermodeler.com/special/images/fowler_flap.png)

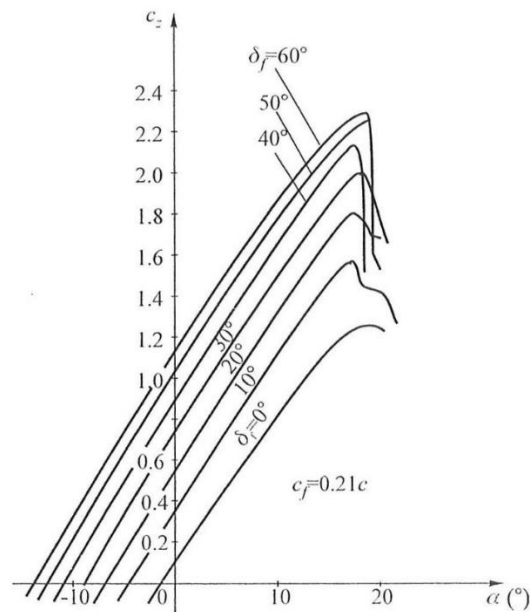
Najveća prednost Fowlerovog zakrilca se nalazi u tome što je povećanje maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona izrazito veće nego kod bilo koje druge vrste zakrilca zbog dobre manipulacije upravljanja graničnim slojem te smanjenja koeficijenta otpora na najnižu moguću vrijednost. Profil aktiviranog zakrilca promatran u cjelini ima manju relativnu debljinu, što za posljedicu uzrokuje smanjenje kritičnog napadnog kuta. U današnjoj industriji, mnogi zrakoplovi koriste neku od varijacija ovog zakrilca te se ovaj tip zakrilca može koristiti i u raznim kombinacijama s dva ili tri procijepa. [1]

### 4.4. Podijeljeno zakrilce

Podijeljeno zakrilce obilježava ravna pločasta površina koja je s pomoćnim zglobovima ugrađena iznad donjake u neposrednoj blizini stražnjeg brida te se aktivira zakretanjem u smjeru prema dolje. Dužina podijeljenog zakrilca približno iznosi  $c_f = 0,25c$ , a prostire se duž raspona krila  $b_f = (0,4 - 0,6)b$  do trupa. Tijekom polijetanja zrakoplova, zakrilca se zakreću od  $10^\circ$  do  $20^\circ$ , a pri postupku slijetanja od  $50^\circ$  do  $60^\circ$ . Postupak povećanja koeficijenta uzgona pri aktiviranom podijeljenom zakrilcu se bazira na povećanju zakrivljenosti aeroprofila i manipulacijom graničnim slojem.

Tijekom povećanja zakrivljenosti koje je slično kao i kod običnog zakrilca, povećavaju se razlike između tlakova na donjoj i gornjoj strani krila. Strujanje duž donje strane krila te nakon donje strane zakrilca, proizvodi se podtlak u zoni između krila i spuštenog zakrilca. Podtlak povećava te ubrzava strujanje u graničnom sloju na gornjaci što dovodi za posljedicu snižavanja

tlaka na gornjaci. Također, za veće napadne kutove, odgađa se odvajanje graničnog sloja. Utjecaj kuta zakretanja podijeljenog zakrilca na koeficijent uzgona aeroprofila prikazan je na slici 21.

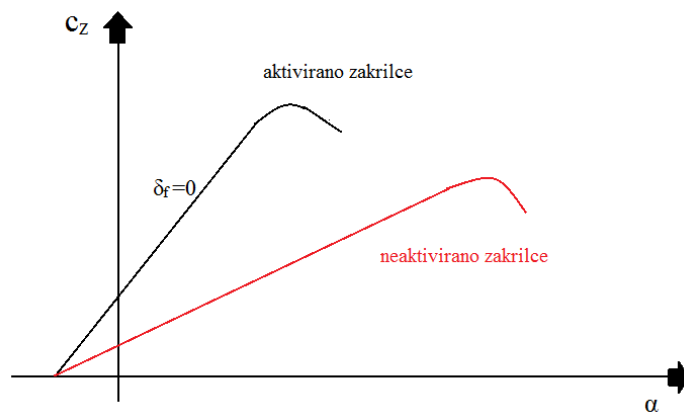


**Slika 21.** Utjecaj podijeljenog zakrilca na koeficijent uzgona kod različitih kutova zakretanja  
Izvor: [1]

Postupak aktiviranja zakrilca povećava koeficijent uzgona i njegove maksimalne vrijednosti za 90% kod kuta  $\delta_f = 50^\circ$ . Iznos kritičnog kuta se smanjuje za  $1^\circ$  do  $2^\circ$ . Nagib linearnog dijela krivulje uzgona je iznosom veće s aktiviranim zakrilcem, jer je zakrilce optimalno pri većim napadnim kutovima, odnosno produktivnije nego pri manjim napadnim kutovima. Porast maksimalnog iznosa po jednom stupnju zakretanja zakrilca se smanjuje s porastom kuta zakretanja, što se može primijeniti i za kut nultog uzgona. Kada se uspoređuje ovaj tip zakrilca s običnim zakrilcem, podijeljeno zakrilce za isti kut zakretanja te za istu dužinu tetive daje veći porast maksimalnog iznosa koeficijenta uzgona  $c_{zmax}$ . Koeficijent momenta propinjanja se postupno smanjuje, ali u manjoj mjeri nego kod običnog zakrilca te tendencija nosa zrakoplova i dalje ostaje u smjeru prema dolje. Također, podijeljeno zakrilce u odnosu na obično rezultira većim kutom nultog uzgona, većim kritičnim kutom te većim porastom vrijednosti koeficijenta otpora  $c_x$ , zbog šireg vrtložnog traga iza aeroprofila. [8]

#### 4.5. Podijeljeno zakrilce s translacijom

Drugi naziv koje se koristi za podijeljeno zakrilce s translacijom je Zap zakrilce. Razlika između „običnog“ podijeljenog zakrilca po tome što se zglobovi mogu translirati do zadnjeg ili stražnjeg brida krila. Zap zakrilce koristi mogućnosti zakrivljenja, upravljanja graničnim slojem te povećanja površine aeroprofila. Za posljedicu povećanja površine aeroprofila ima povećanje gradijenta  $\delta_c/\delta_\alpha$ . Utjecaj translacije zgloba na koeficijent uzgona kod podijeljenog zakrilca je prikazano na slici 22. [1]

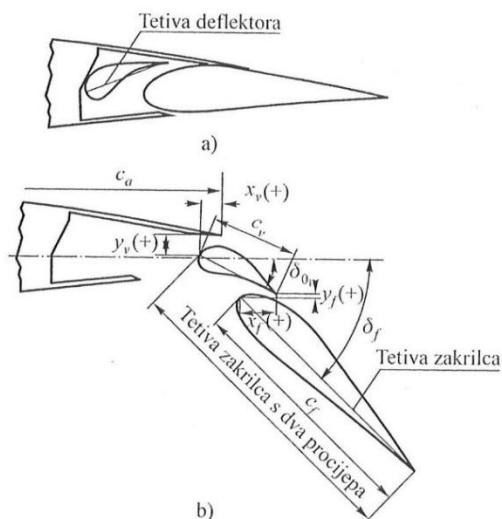


**Slika 22.** Utjecaj translacije zgloba zakrilca na koeficijent uzgona kod podijeljenog krilca  
Izvor: [1]

#### 4.6. Zakrilce s dva procijepa

Zakrilce s dva procijepa po obliku, funkciji te ostalim karakteristikama se temelji na zakrilcu s procijepom. Zakrilce s dva procijepa sadrži deflektor koji se nalazi između osnovnog aeroprofila te zakrilca, koji strujanje zraka usmjerava između dva procijepa. Kada nije aktiviran, deflektor se uvlači u unutrašnjost aeroprofila odnosno krila te zakrilce tada postaje dio aeroprofila.

Svi detalji konstrukcije ovog zakrilca mogu se vidjeti na slici 23. Sličnost ovog tipa zakrilca sa zakrilcem s jednim procijepom se mogu vidjeti kod efekta koji se temelje na povećanju zakrivljenosti aeroprofila, upravljanju graničnim slojem te povećanju površine aeroprofila. Na tablici 1. su prikazane maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona za definirane geometrije te se vidi da vrijednost ovisi o vrsti aeroprofila. Tako na primjeru NACA 23021, maksimalna vrijednost koeficijenta uzgona iznosi 3.56, a za NACA 65,421,  $c_{zmax} = 3.08$ . [1]



**Slika 23.** Zakrilce s dva procijepa  
Izvor: [1]

**Tablica 1.** Maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona za zakrilca s dva procijepa  
Izvor: [1]

Aeroprofil	$c_l/c$	$C_w/c$	$c_u/c$	$c_{zmax}$	$\delta_f$ (°)	$\delta_u$ (°)	$x/c$	$y/c$	$x_w/c$	$y_w/c$	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 <sub>3</sub> -118	0,244	0,10	0,864	3,3	65	23	0,038	0,007	0,009	0,025	Da	6,0
65 <sub>4</sub> -418	0,236	0,106	0,851	3,50	65	21	0,027	0,007	0,012	0,028	Da	6,0
65 <sub>4</sub> -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 <sub>2</sub> -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



## 5. Aerodinamičke kočnice i spojleri

Smjernice razvoja konstrukcije zrakoplova često ide u pravcu povećanja letne brzine zrakoplova. No, s povećanjem putne brzine zrakoplova ujedno se povećava minimalna brzina slijetanja, odnosno polijetanja, pa prema tome i duljina rulanja po zemlji. Brzina slijetanja se mora limitirati zbog sigurnosti polijetanja i slijetanja te ju održavati u propisanim granicama. Postoje dva primarna parametra koji formiraju minimalnu brzinu, specifično opterećenje krila te maksimalni koeficijent uzgona  $C_{zmax}$ .

Specifično opterećenje predstavlja glavni parametar za povećanje brzine leta. Danas je ta iznimno porasla do vrlo visokih vrijednosti, te se njega ne smije znatno snižavati, jer bi se onda smanjila i brzina ustaljenog horizontalnog leta. Za manipulaciju ostaje jedino karakteristika maksimalnog uzgona aeroprofila. Pored porasta koji je postignut kod suvremenih zrakoplova kod otpora i finese profila, ta vrijednost maksimalnog uzgona ostala je u dosta slabim te ujednačenim granicama. Upravo zbog toga, pojavila se ideja da se u danom momentu praktične upotrebe, pomoću umjetne deformacije aeroprofila, uređaja poput aerodinamičkih kočnica te spojlera, poveća maksimalni koeficijent uzgona za slučaj minimalne brzine leta, slijetanja te polijetanja. Kako se pri takvim postupcima tzv. hiperpotiska bitno mijenja tip aeroprofila, to je neizbježno da se osim uzgona  $C_{zmax}$  izmjene i ostale njegove karakteristike, npr.:

- $C_{xmin}$  – profilni otpor - koji raste
- $C_{mo}$  – moment uzgonske površine - koji raste
- $(C_z/C_x)_{max}$  – finesa - koji se smanjuje
- $(C_z^3/C_x^2)_{max}$  – faktor penjanja - koji se smanjuje
- $\alpha_0$  – kut nultog uzgona, koji se smanjuje
- $\alpha_{kr}$  – kritični kut pri  $C_{zmax}$

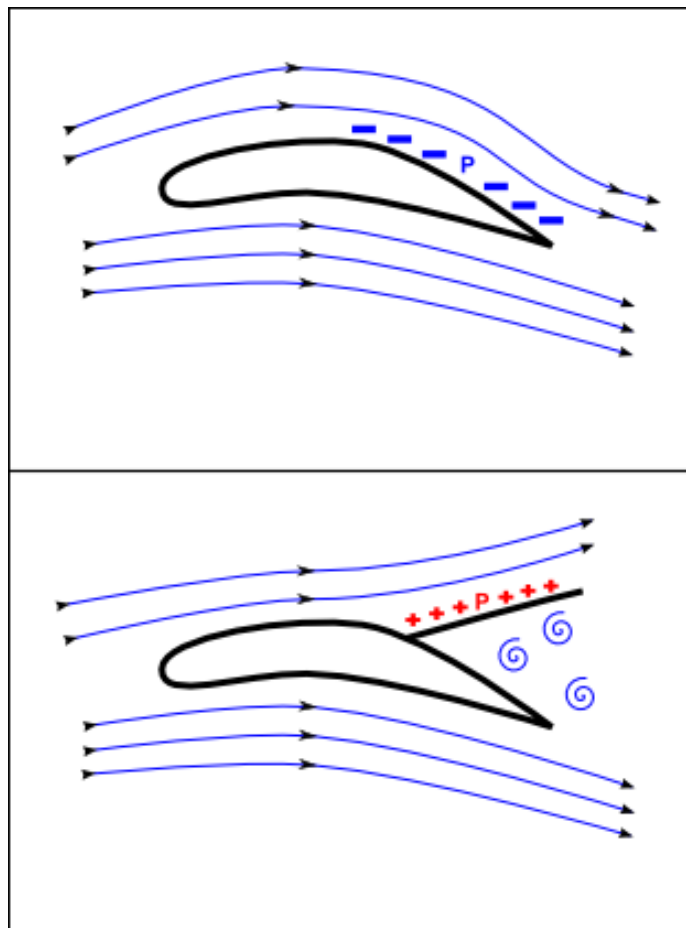
Hiperpotisak se može ostvariti na razne načine, a to su:

- a) povećanje krivina aeroprofila
- b) pojačanje cirkulacije kroz procjepe aeroprofila
- c) djelomično povećanje nosive površine povlačenjem zakrilca unazad, ali koje ide uvijek u kombinaciji s nekom od prednjih vrsta
- d) kombinacijom naprijed nabrojanih načina

Aerodinamička kočnica je pomična površina na gornjoj strani krila koja ima svrhu svojim podizanjem pokvariti opstrujavanje zraka oko aeroprofila i povećavati otpor u funkciji kočenja ili upravljanja zrakoplova. Kočnice se koriste skoro uvijek pri slijetanju, osobito kod kratkih terena, vuče zrakoplova te ostalim izvanrednim slučajevima. U gradnji krila potrebno je postići određene otpornosti uz što manju težinu. U ovoj funkciji obično služe za dopunjavanje efekta krilaca. Aerodinamičke kočnice se najčešće nalaze na krilu, a rjeđe na trupu. Najefikasnije kočnice se nalaze na krilu gdje i mali poremećaj kod opstrujavanja dovodi do znatnog povećavanja otpora. U nekim slučajevima, teži se da na krilu bude što manje elemenata te se upravo zbog toga na nekim jedrilicama na kraju trupa ugrađuje padobran koji se otvara isključivo u posebnim situacijama. Aerodinamičke kočnice se najčešće upravljaju hidrauličkim sustavima. Materijali od kojeg se kočnice najčešće izrađuju su metali te kompozitni materijali.

Također, bitno je spomenuti poseban tip sendvič konstrukcije koji se sastoji od tankih vanjskih slojeva i laganog srednjeg dijela koji ima ulogu popunjavanja jezgre. Oni su povezani ili određenim tipom lijepila ili se za vrijeme proizvodnje stvara međusobna veza između jezgre i kore. Kočnice se sastoje od: kućišta klipova koje sadrži vijke za ispuštanje, dvije polovice spojke spojene koje su zajedno u kojem je jedna ugrađena na kućište klipa, a druga na crijevo. Također uključuje spojke kočnice i liniju za opskrbu kočnicom fluidom tijekom same uporabe te senzor za reguliranje temperature kočenja.

Spojleri pri simetričnom aktiviranju imaju obrnutu funkciju zakrilaca. Ova funkcija se koristi kod velikih aviona u podešavanju visine leta u prilazu za slijetanje. U potpunom otklonu služe jednako kao i aerodinamičke kočnice. Ova mogućnost se posebno primjenjuje kod velikih putničkih i transportnih aviona za skraćenje slijetanja. Spojleri se tada, kao aerodinamičke kočnice, otklone u krajnji položaj i pored toga što koče avion, također smanjuju uzgon krila zbog čega se povećava tlačna sila između kotača i tla i s time se poboljšava kočenje s gumama. Princip rada spojlera na krilu je prikazan na slici 24. [14]



**Slika 24.** Primjer djelovanja spojlera

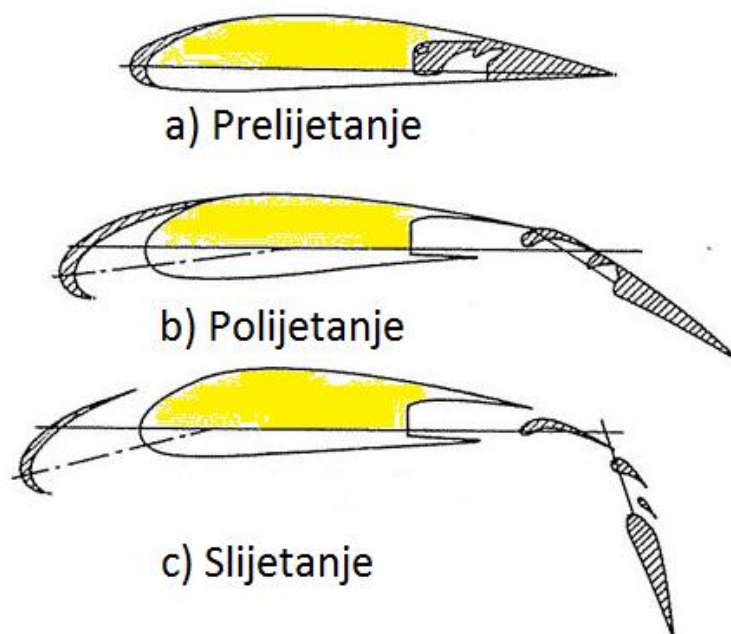
Izvor: [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Aerodynamics\\_Spoiler.png](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Aerodynamics_Spoiler.png)

## 6. Ostali uređaji za povećavanje uzgona

Iako se u suvremenoj industriji koriste mnoge varijacije mehanizma odnosno uređaja čija je primjena povećanje uzgona, postoje određeni mehanizmi koji se rjeđe koriste u odnosu na pretkrilca, zakrilca te kočnica. U ovom odlomku će se izdvojiti uređaji koji još nisu spomenuti u ovom radu. Prije svega, tu spada kombiniran sustav djelovanja zakrilca i pretkrilca, mlazno zakrilce, mehanizmi za kontrolu graničnog sloja i drugi.

### 6.1. Kombinirano djelovanje zakrilca i pretkrilca

Funkcija povećanja maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona  $c_{zmax}$  na krilima većih zrakoplova, ostvarena je ugradnjom zakrilca te pretkrilca. Njih karakterizira mali otkloni te ukupan efekt se približno dobiva takozvanom superpozicijom. Uređaji odnosno mehanizmi se aktiviraju ovisno o značajkama pojedinog leta. Na slici 25. su prikazani položaji pretkrilca i zakrilca s dva procijepa za tri karakteristična režima:

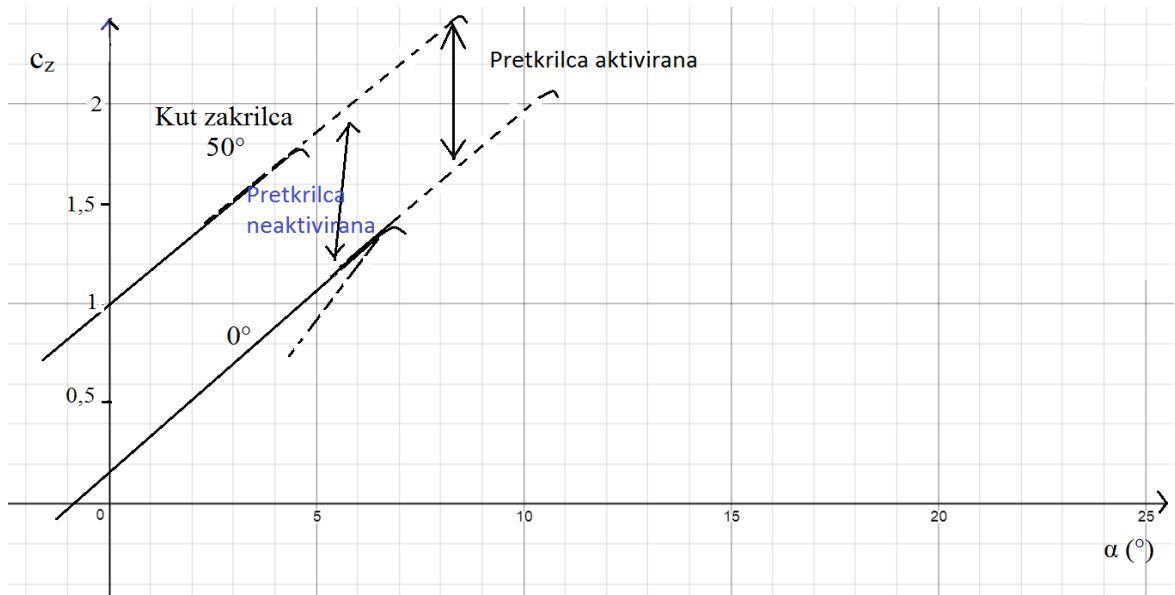


**Slika 25.** Položaj pretkrilca i zakrilca a) prelijetanje, b) polijetanje, c) slijetanje

Izvor: <http://slideplayer.com/slide/5953359/>

Za vrijeme polijetanja, pretkrilca i zakrilca su spuštena kako bi se spriječilo dodatno povećanje otpora. Mogućnost aktiviranja pretkrilaca te zakrilaca na određen koeficijent uzgona za zrakoplov DC-9-30 su prikazani na slici 26. Vrijednost maksimalnog koeficijenta uzgona s pretkrilcima i zakrilcima koji nisu u funkciji iznosi  $+ c_{zmax} = 1.3$ . Aktiviranjem prekrilca

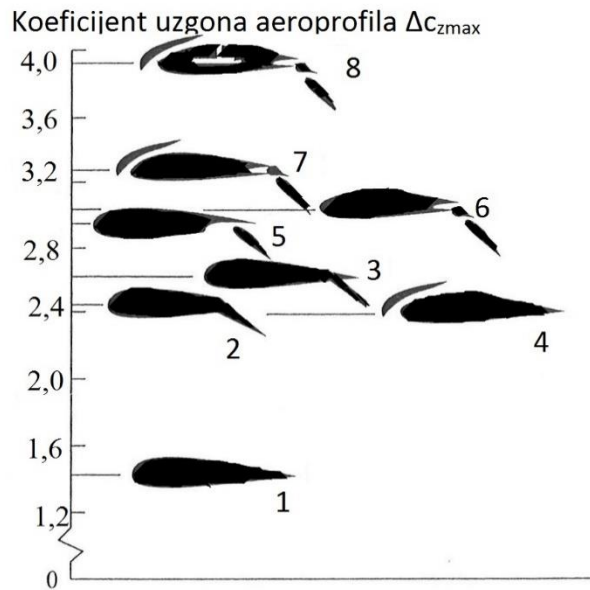
maksimalna vrijednost se povećava na  $c_{zmax}$  uz dodatno aktiviranje zakrilca za kut od  $50^\circ$ , te maksimalna vrijednost koeficijenta uzgona tada iznosi  $c_{zmax} = 2.9$ .



**Slika 26.** Efekti aktiviranja pretkrilca i zakrilca na DC-9-30

Izvor: [5]

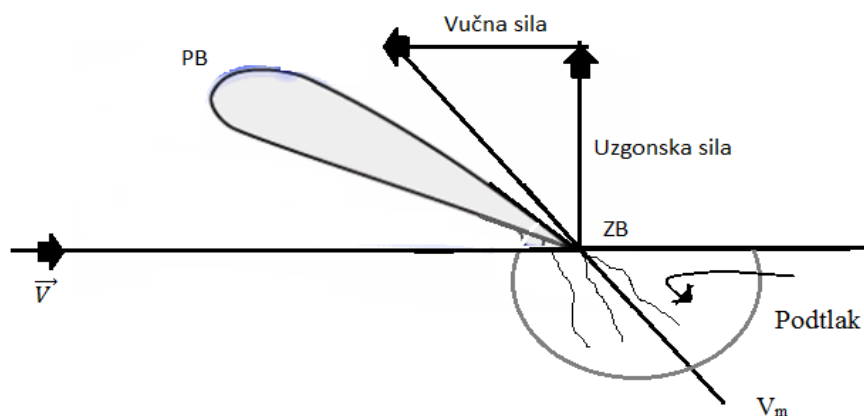
Uobičajeno, povećanje maksimalnog iznosa koeficijenta uzgona aeroprofila rezultira aktiviranjem nekoliko tipova mehanizama odnosno uređaja za povećanje uzgona prikazan je na slici 27. Na slici su prikazane tipične maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona  $c_{zmax}$  kod raznih uređaja za povećanje uzgona: 1) čisti profil, 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 i 7 sa sustavom za usisavanje na gornjaci. Koeficijent uzgona se povećao s vrijednosti  $c_{zmax} = 1.4$  za čisti aeroprofil do  $c_{zmax} = 3.9$  za aeroprofil s pretkrilcem s procijepom, zakrilcem s dva procijepa i usisavanjem graničnog sloja na gornjaci. U teoriji maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona koje se dobivaju na krilima konačnog raspona  $c_{zmax}$  su manje od vrijednosti koje se postižu na krilima beskonačnog raspona  $c_{zmax}$ . [1]



**Slika 27.** Maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona kod raznih uređaja za povećanje uzgona  
Izvor: [1]

## 6.2. Mlazno zakrilce

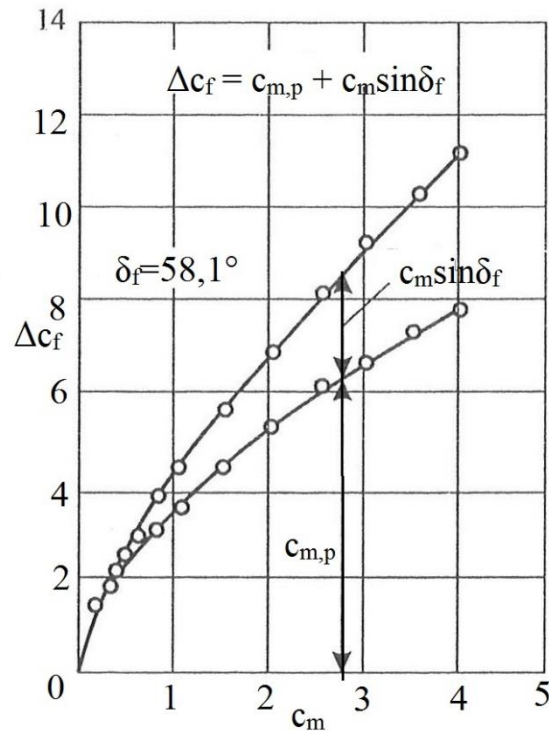
Princip rada mlaznog zakrilca se temelji na stvaranju dopunske uzgonske silu kao posljedice reaktivne sile istjecanja masenog protoka  $m$  brzinom  $V_m$  u pravcu određenim kutom  $\delta_f$  u odnosu na slobodnu brzinu  $V_m$  te je princip prikazan na slici 28. Reaktivna sila tijekom protjecanja količine gibanja može se razložiti na dvije sastavnice: vučnu u pravcu leta te okomito na nju, uzgonsku. Mlaz nakon izlaska iz mlaznice je mehanizmom viskoznih sila zahvaćen okolnim fluidom pa se kod stražnjeg brida ZB stvara podtlak.



**Slika 28.** Prikaz djelovanja mlaznog zakrilca  
Izvor: [1]

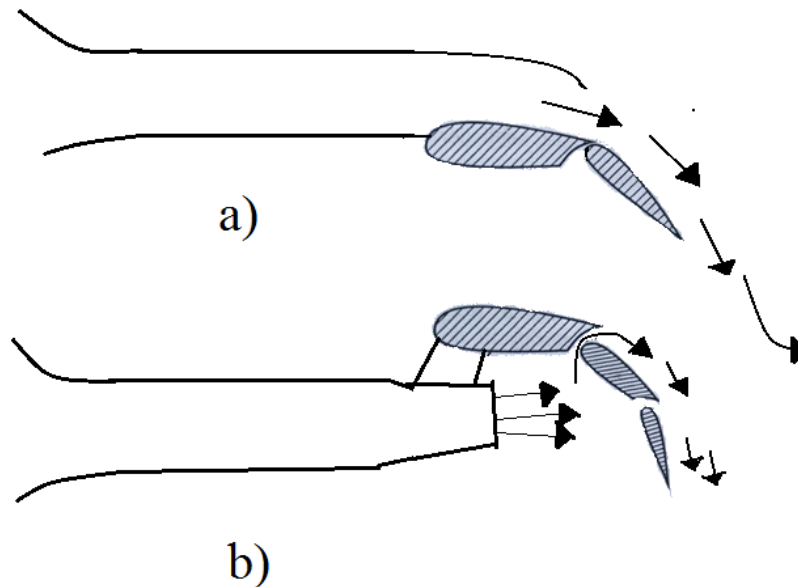
Taj podtlak stvara optimalne uvjete za ubrzavanje zraka te daje mogućnost održavanja graničnog sloja na gornjaci. To za posljedicu stvara dodatnu uzgonsku silu,  $Z_f$  te ukupan efekt djelovanja mlaza na uzgonsku silu iznosi kao produkt uzgonske komponente te dodatne

uzgonske sile. U standardnom obliku povećanje koeficijenta uzgona  $\Delta C_f$  iznosi kao suma  $C_m \sin \delta_f + C_{m,p}$ , gdje je  $C_{m,p}$  koeficijent porasta uzgonske sile uslijed efekta podtlaka. Na slici 29. je prikazan odnos između  $C_m \sin \delta_f$  i  $C_{m,p}$  za određeni aeroprofil pri kutom mlaza od  $\delta_f = 58,1^\circ$ . Bitno je spomenuti da je povećanje uzgona iznimno veliko i kod  $C_m = 4$ , iznosi  $\Delta C_f = 11$  od čega je doprinos efekta podtlaka  $C_{m,p} = 7,9$ . U standardnom slučaju porast koeficijenta uzgona mlaznog zakrilca ovisi o napadnom kutu  $\alpha$ , kutu mlaza  $\delta_f$  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 te snižavanje vrijednosti koeficijenta  $C_{m,p}$ .



**Slika 29.** Porast koeficijenta uzgona kod mlaznog zakrilca  
Izvor: [1]

Dok je kut mlaza  $\delta_f$  manji od  $90^\circ$  mlaz proizvodi i dodatnu sastavnicu vučne sile. Mlaz započinje proizvoditi silu otpora gibanja zrakoplova u trenutku kada kut prijeđe iznos od  $90^\circ$ . Ova vrsta zakrilca pripadaju skupini aktivnih zakrilca jer njihova funkcija ovisi o dodatnoj dobivenoj energiji iz motora koja služi za strujanje mlaza. Dva načina korištenja ispušnih plinova iz motora za stvaranje dodatne uzgonske sile pokazana su na slici 30. U slučaju a) ispušni plinovi usmjeravaju se preko gornjake krila sa zakrilcem. Pri tome djelovanju pojavljuje se Coanda efekt odnosno djelovanje ili tendencija mlaza fluida da prati konturu zakrivljene površine. Djelovanjem Coanda efekta, mlaz ostaje priljubljen uz krilo te zakrilce ga usmjerava pod kutom  $\delta_f$ . U slučaju b) plinovi se usmjeravaju ispred te kroz zakrilca koja skreću plinove prema dolje te tako izazivaju porast uzgonske sile. [1]

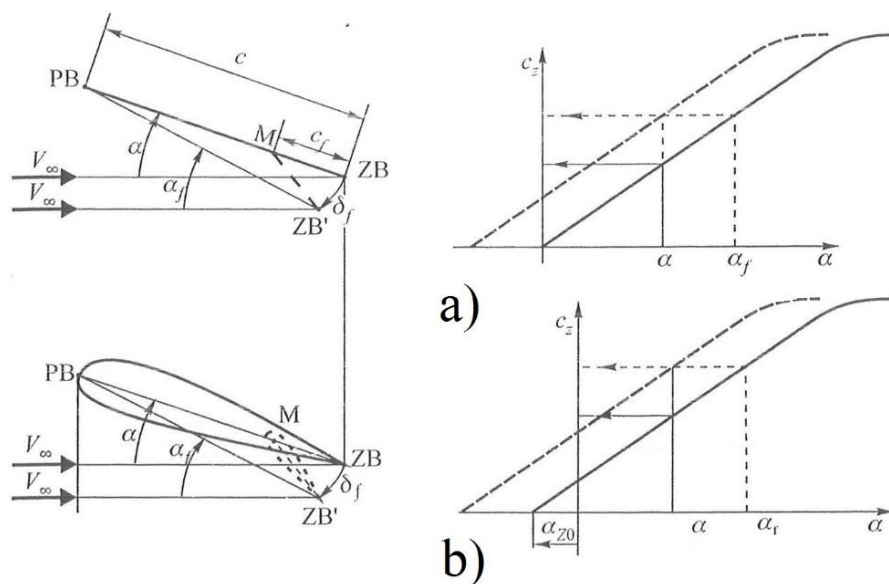


**Slika 30.** Mlazno zakrilce s pomoću ispušnih plinova iz motor  
Izvor: [1]

### 6.3. Povećanje uzgona zakrivljenjem aeroprofila

Maksimalna vrijednost koeficijenta uzgona može se povećati odgađanjem odvajanja graničnog sloja, odnosno upravljanjem graničnog sloja ili povećanjem zakrivljenja krila, odnosno aeroprofila. Uređaji ili mehanizmi koji privremeno mijenjaju zakrivljenost aeroprofila krila, također mijenjaju veličinu uzgonske površine i tako upravljaju razvojem graničnog sloja s ciljem upravljanja minimalnom brzinom zrakoplova. Te vrlo je često da se postupci promjene zakrivljenja i upravljanja graničnim slojem kombiniraju u sklopu jednog uređaja za povećanje uzgona. [1]

Povećanje uzgona ostvaren zakrivljenjem aeroprofila je prikazan na slici 31. za dva primjera: 1) u obliku tanke ploče te 2) zakrivljeni aeroprofil. U oba slučaja, dužina M-ZB aeroprofila, prikazana je kao dio aeroprofila koji je okretan oko zgloba u točki M. Kod ravne ploče zakretanjem komponente M-ZB, koja je u ovom slučaju zakrilce, za određeni kut  $\alpha_f$  aeroprofil poprima oblik PB-M-ZB' te dobiva zakrivljenost. Brzina  $V_\infty$  zatvara s tetivom PB-ZB' kut  $\alpha_f$  koji je veći od kuta  $\alpha$  u odnosu na tetivu PB-ZB. Kao rezultat toga se dobiva povećanje koeficijenta uzgona. Jednako se događa i kod zakrivljenog aeroprofila konačne debljine. U oba slučaja dolazi do smanjenja tlocrtne površine aeroprofila, ali ovaj efekt na silu uzgona je manji od efekta povećanja napadnog kuta.

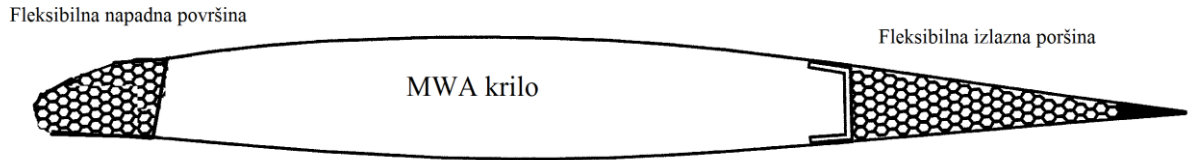


**Slika 31.** Shema povećanja koeficijenta uzgona s povećanjem zakrivljenja:  
a) tanke ploče, b) zakrivljeni aeroprofil  
Izvor: [1]

#### 6.4. MAW krila

Krila koja koriste MAW (Mission Adaptive Wing) tehnologiju, baziraju se na primjeni već definiranih sustava koji se tijekom leta automatski prilagođavaju različitim uvjetima leta ali i pilotovim odlukama. U početcima, MAW krila su se koristila isključivo u vojnoj industriji, no s vremenom MAW krila se počinju sve više upotrebljavati u civilnom zrakoplovstvu. Preteča svih suvremenih MAW zrakoplova je F-111 na čijim su konstruktivnim osnovama, posrednim utjecajem zasnovane zakonitosti svih ostalih zrakoplova koji koriste MAW krila. Ta krila u izradi koriste kompozitne materijale te digitalni sustav kontrole leta za adaptaciju konture krila odnosno zakrivljenosti aeroprofila kako bi održao optimalnu aerodinamičku učinkovitost u svim režimima leta. Zbog tih značajki, zrakoplovi sa MAW krilima koji lete u nadzvučnim i supersoničnim područjima, odnosno pri velikim brzinama imaju bolje performanse te mogu produktivnije proizvoditi uzgon od ostalih zrakoplova. Također, krila ove vrste pružaju mogućnost optimalnog upravljanja graničnim slojem. MWA Krila sadrže dvije osnovne komponente: napadnu i izlaznu ivicu koje se mogu zakretati za idealni kut po potrebi te se na slici 33. nalazi prikaz aeroprofila MWA krila. Također, bitno je spomenuti da osim rubova krila, veliku važnost se treba pridodati vrhovima krila jer u nekim slučajevima postoji rizik od nastanka turbulencija. Te turbulencije dodatno opterećuju krila te smanjuju optimalnost tijekom letenja.



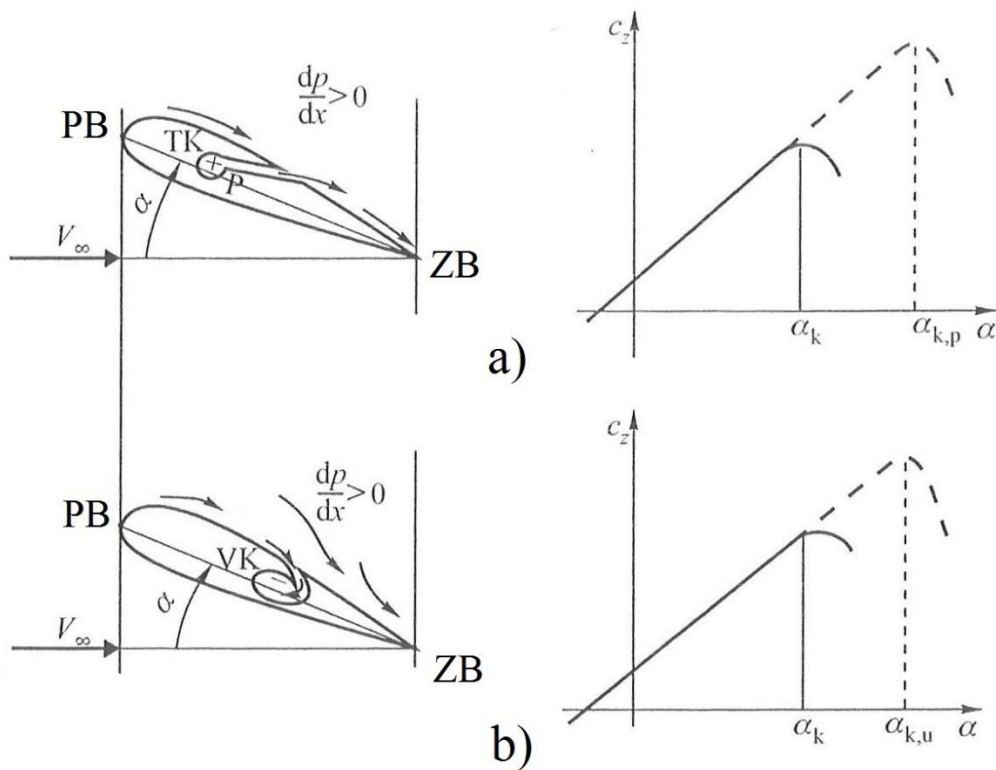


**Slika 32.** Primjer MWA krila

Izvor: <http://patentimages.storage.googleapis.com/US8366057B2/US08366057-20130205-D00000.png>

## 6.5. Mehanizam za kontrolu graničnog sloja

Princip upravljanja graničnim slojem je prikazan na slici 32. Svrha odnosno funkcija djelovanja na granični sloj je utjecaj na cijelu strukturu strujanja oko aeroprofila. To će se ostvariti tako da će se odgoditi odvajanje graničnog sloja od ruba aeroprofila na gornjaci. Također, težnja je da se pomakne točka odvajanja što bliže stražnjem bridu ZB aeroprofila. Postoje dva primarna načina upravljanja graničnim slojem: propuhivanjem te usisavanjem. Područje pozitivnog gradijenta tlaka u koji se iz eksternog područja prenosi na granični sloj, troši se kinetička energija fluida u graničnom sloju za savladavanje sila trenja i tlaka. U trenutku gradijent promjene brzine u pravcu normale kod aeroprofila postane jednak nuli, tada započinje odvajanje graničnog sloja od ruba aeroprofila. Pritom se formira područje cirkulacije nizstrujno od točke odvajanja. Kako bi se povećala kinetička energija fluida u graničnom sloju, u sloju pravca tangente, na površini se upuhuje zrak određene kinetičke energije. Mehanizmom razmjene količine gibanja s dodatnim zrakom iz graničnog sloja, povećava se kinetičku energiju zraka u graničnom sloju. Prema tome točka odvajanja otpuhuje nizstrujno prema stražnjem bridu aeroprofila. Efekt ovog pomicanja točke odvajanja rezultira povećanjem kritičnog kuta i koeficijenta uzgona. U zrakoplovu, zrak za propuhivanje se doprema iz tlačne komore, koja zrak osigurava odnosno proizvodi u kompresorima koje pokreću motori. Efekt propuhivanja će također ovisiti o položaju procijepa za propuhivanje te se ujedno najveći efekt postiže u kombinaciji sa zakrilcem kada se procijep nalazi zglobu.



**Slika 33.** Povećanje koeficijenta uzgona upravljanjem graničnog sloja:  
propuhivanjem b) usisavanjem

Izvor: [1]

Drugi način upravljanja graničnim slojem je postupak usisavanja fluidnih čestica male kinetičke energije. Neposredno prije nego što bi se izazvalo odvajanje graničnog sloja, kroz procijep na aeroprofilu se usisava fluid. Na to isto mjesto dolaze fluidne čestice iz vanjske zone koje imaju izrazitu veliku kinetičku energiju, koja je dovoljna da savlada sile trenja i tlaka. Tako se problem odvajanja graničnog sloja odgađa na poveće napadne kutove uz porast koeficijenta uzgona. Također, uslijed tlaka, komponenta otpora je znatno smanjena jer ne postoji odvajanje. To sveukupno rezultira smanjenjem ukupnog koeficijenta otpora. Pomoću sustava za vakumiranje koje pokreću motori, zrak se usisava. Odgoda transformacije laminarnog graničnog sloja u turbulentni je ostvarivo usisavanjem kroz rub aeroprofila koji sadrži velik broj malih otvora. To rezultira smanjenjem koeficijenta otpora jer je sila otpora kod turbulentnog strujanja veća nego kod laminarnog. [2]

## 7. Zaključak

Iskorištavanje sile uzgona za vrijeme leta na optimalan način je od samog početka korištenja zrakoplova predstavljao najveći izazov kod konstrukcije krila. Krilo sa svojim elementima, u ovom slučaju uređajima, treba osigurati proizvodnju uzgona za čitavu konstrukciju zrakoplova. U ovom radu su prikazani najbitniji mehanizmi odnosno uređaji za povećanje uzgona te su opisane njihove osnovne karakteristike. Ti uređaji uključuju pretkrilca, zakrilca, aerodinamičke kočnice, spojlere te druge.

Ako se usporede funkcije pojedinih pretkrilca, svaki tip pretkrilca karakterizira posebna odlika. Kod upotrebe fiksnog pretkrilca, zrakoplov postaje stabilniji te pokretljiviji na većim napadnim kutovima te se pritom vrijednost kritičnog kuta i koeficijenta uzgona povećava. Međutim, fiksno pretkrilce je tip pretkrilca koje je prvo bilo u upotrebi te kao posljedica toga postoje mnogi nedostaci. Pritom se misli na povećanju ukupnog otpora krila i težine te se komplicira izrada krila. U situacijama već kod malih napadnih kutova, rezultiralo je pojavom odvajanja strujanja. Kao odgovor ovim nedostacima, pojavljuje se zakretni nos pretkrilca. Rezultat djelovanja ovog pretkrilca je posljedica povećanja zakrivljenosti aeroprofila te smanjenje napadnog kuta. Također, uz zakretni nos pretkrilca, Krügerovo te upravljivo pretkrilce s procjepom, karakterizira efekt boljeg upravljanja graničnim slojem.

Kod svih zakrilca, koeficijent otpora raste više nego koeficijent uzgona čime se smanjuje finesa te povećava kut spuštanja. Prva verzija zakrilca odnosno običnog zakrilca, može se opisati kao zakrilce s mnogo propusta i nedostatka, no ipak se može smatrati dovoljno funkcionalnim jer dopušta strmije slijetanje. Podijeljeno zakrilce usporedbi s običnim zakrilce, za isti kut zakretanja i istu dužinu tetive daje veći porast maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona, veći kut nultog uzgona, ali i veći porast koeficijenta otpora zbog vrtložnog traga. Kod zakrilca s procijepom, dodatno se povećava zakrivljenost, povećava se koeficijent uzgona te se smanjuje porast koeficijenta otpora. Kod ostalih tipova zakrilca, poput Fowlerovog zakrilca te zakrilca s dva procijepa te zakrilca s translacijom, djelovanje se temelji na povećanju zakrivljenosti te upravljanju graničnim slojem.

Također, spomenute su aerodinamičke kočnice odnosno dodatne površine na krilima, repu ili trupu zrakoplova kojima je primarna funkcija povećanje koeficijenta otpora, smanjenje brzine leta te smanjenje finese radi skraćivanja staze za slijetanje. Od ostalih mehanizama odnosno uređaja za povećanje uzgona, potrebno je spomenuti kombinirano djelovanje pretkrilca i zakrilca, sustav MAW krila, mehanizme za upravljanje graničnim slojem te druge varijacije poput mlaznog zakrilca.

Svi ti uređaji imaju iznimnu važnost za uzgon. No, postavlja se pitanje za budućnost, hoće li se i dalje na ovim postavkama temeljiti tehnologija uzgona. Sada je cilj da se ti elementi ili uređaji dovedu na što veću preciznost dobivanja uzgona uz što manji otpor te uz što manje troškova izrade.

## Literatura

- [1] Kesić, P.: Osnove aerodinamike i mehanike leta, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2003.
- [2] Steiner, S., Vidović, A., Bajor, I., Pita, O., Štimac, I.: Zrakoplovna prijevozna sredstva 1, Fakultet prometnih znanosti, Zagreb, 2008.
- [3] Kalajžić, M.: Teorija leta zrakoplova, Fakultet prometnih znanosti, Zagreb, 2002.
- [4] Vrkić, M.: Konstrukcija zrakoplova, Hrvatsko ratno zrakoplovstvo i protuzračna obrana, Zagreb, 2007.
- [5] Chun-Yung, M.: Airframe Structural Design: Practical Design Information and Data on Aircraft Structures, Conmilit Press Ltd. Hong Kong, 1988
- [6] Janković, S.: Mehanika leta zrakoplova, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2001.
- [7] Raymer, P. Aircraft Desing: A Conceptual Approach, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Washington, DC, 1992.
- [8] Lan, E., Roskam, J.: Airplane Aerodynamics and Performance , The University of Kansas, Lawrence, 1997.
- [9] [https://en.wikipedia.org/wiki/Flap\\_\(aeronautics\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Flap_(aeronautics)) (1.7.2017.)
- [10] <https://en.wikipedia.org/wiki/Wing> (5.7.2017.)
- [11] <https://www.boldmethod.com/learn-to-fly/aircraft-systems/how-the-4-types-of-aircraft-flaps-work/> (1.7.2017.)
- [12] [https://hr.wikipedia.org/wiki/Krilo\\_zrakoplova](https://hr.wikipedia.org/wiki/Krilo_zrakoplova) (2.7.2017.)
- [13] <https://en.wikipedia.org/wiki/Aerobraking> (15.7.2017.)
- [14] [https://hr.wikipedia.org/wiki/Aeroprofil\\_krila](https://hr.wikipedia.org/wiki/Aeroprofil_krila) (15.7.2017.)
- [15] <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/forces.html> (26.7.2017.)
- [16] <https://static1.squarespace.com/static/54946b7fe4b04a99c2e3353a/t/5499eb6ce4b0b2582e0c8e47/1419373420162/NATO+Conf+Paper-KOTA.pdf> (28.7.2017.)

## Popis slika

<b>Slika 1.</b> Primjer aeroprofila.....	3
<b>Slika 2.</b> Razvoj aeroprofila tijekom povijesti .....	4
<b>Slika 3.</b> Primjer aeroprofila.....	5
<b>Slika 4.</b> Krajevi aeroprofila.....	6
<b>Slika 5.</b> Geometrijske značajke aeroprofila .....	6
<b>Slika 6.</b> Smjer aerodinamičkih sila na aerofilu.....	7
<b>Slika 7.</b> Određivanje napadnog kuta .....	9
<b>Slika 8.</b> Maksimalne vrijednosti i kritični kut za pravokutno fiksno krilo .....	12
<b>Slika 9.</b> Razni tipovi pretkrilca: a) fiksna pretkrilca s procijepom, b) upravljivo pretkrilce s procijepom, c) zakretni nos pretkrilca, d) Krügerovo pretkrilce.....	14
<b>Slika 10.</b> Usporedba hidrauličkog i mehaničkom pretkrilca.....	15
<b>Slika 11.</b> Utjecaj pretkrilca s procijepom na koeficijent uzgona .....	16
<b>Slika 12.</b> Upravljivo pretkrilce s procijepom za vrijeme: a) prelijetanja, b) polijetanja, c) slijetanja .....	17
<b>Slika 13.</b> Utjecaj pretkrilca s procijepom za slučajeve bez zakrilca, s podijeljenim zakrilcem i zakrilca s dvostrukim procijepom .....	17
<b>Slika 14.</b> Krügerovo pretkrilce s promjenjivom zakrivljenošću .....	18
<b>Slika 15.</b> Mjehurasta zona odvajanja kod tankih aeroprofila s malim radiusom zakrivljenja nosa a) umjeren napadni kut $\alpha < \alpha_k$ , b) slom uzgona $\alpha \geq \alpha_k$ .....	18
<b>Slika 16.</b> Shema promjene koeficijenta uzgona kod pretkrilca sa zakretanjem.....	19
<b>Slika 17.</b> Razni tipovi zakrilca .....	20
<b>Slika 18.</b> Utjecaj običnog zakrilca na koeficijent uzgona na dva kuta zakretanja.....	21
<b>Slika 19.</b> Zavisnost uzgona za zakrilce s procijepom .....	22
<b>Slika 20.</b> Prikaz Fowlerovog zakrilca .....	23
<b>Slika 21.</b> Utjecaj podijeljenog zakrilca na koeficijent uzgona kod različitih kutova zakretanja .....	24
<b>Slika 22.</b> Utjecaj translacije zgloba zakrilca na koeficijent uzgona kod podijeljenog krilca ..	25
<b>Slika 23.</b> Zakrilce s dva procijepa.....	25
<b>Slika 24.</b> Primjer djelovanja spojlera .....	28
<b>Slika 25.</b> Položaj pretkrilca i zakrilca a) prelijetanje, b) polijetanje, c) slijetanje .....	29
<b>Slika 26.</b> Efekti aktiviranja pretkrilca i zakrilca na DC-9-30 .....	30
<b>Slika 27.</b> Maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona kod raznih uređaja za povećanje uzgona .....	31
<b>Slika 28.</b> Prikaz djelovanja mlaznog zakrilca.....	31
<b>Slika 29.</b> Porast koeficijenta uzgona kod mlaznog zakrilca .....	32
<b>Slika 30.</b> Mlazno zakrilce s pomoću ispušnih plinova iz motor .....	33
<b>Slika 31.</b> Shema povećanja koeficijenta uzgona s povećanjem zakrivljenja: .....	34
a) tanke ploče, b) zakrivljeni aerofil .....	34
<b>Slika 32.</b> Primjer MWA krila.....	35
<b>Slika 33.</b> Povećanje koeficijenta uzgona upravljanjem graničnog sloja:.....	36
propuhivanjem b) usisavanjem.....	36

## Popis tablica

**Tablica 1.** Maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona za zakrilca s dva procijepa ..... 26



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  
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 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 **Uređaji za povećanje uzgona**

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

Student/ica:

U Zagrebu, \_\_\_\_\_ 4.9.2017 \_\_\_\_\_

\_\_\_\_\_  
(potpis)