

# Pojave pri prevučenom letu zrakoplova

---

Šokac, Filip

Undergraduate thesis / Završni rad

2024

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:119:543230>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2025-01-15**



Repository / Repozitorij:

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



Sveučilište u Zagrebu  
Fakultet prometnih znanosti

## **ZAVRŠNI RAD**

# **POJAVE PRI PREVUČENOM LETU ZRAKOPLOVA OCCURRENCES DURING AIRCRAFT STALLING**

Mentor: prof. dr. sc. Andrija Vidović

Student: Filip Šokac

JMBAG: 0135226643

Zagreb, rujan 2024.

Zagreb, 24. travnja 2024.

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

## ZAVRŠNI ZADATAK br. 7623

Pristupnik: **Filip Šokac (0135229943)**  
Studij: **Promet**  
Smjer: **Zračni promet**

Zadatak: **Pojave pri prevučenom letu zrakoplova**

### Opis zadatka:

U uvodnim postavkama potrebno je definirati predmet istraživanja, objasniti svrhu i cilj istraživanja, dati osvrt na dosadašnja istraživanja te prikazati strukturu rada. Objasniti nastanak i utjecaj aerodinamičkih sila na letna svojstva zrakoplova i definirati osnovne geometrijske osobine aeroprofila. Objasniti nastanak uzgona, pojam sloma uzgona, brzine pri kojima dolazi do sloma uzgona. Navesti postupke koje je potrebno napraviti u cilju izlaska iz prevučenog leta. Analizirati utjecaj vrste aeroprofila i oblika krila na slom uzgona. Interpretirati zaključna razmatranja o specifičnostima pojava koje se javljaju pri prevučenom letu zrakoplova.

Mentor:

Predsjednik povjerenstva za  
završni ispit:

---

prof. dr. sc. Andrija Vidović

## SAŽETAK

Osnovne aerodinamičke sile koje djeluju na zrakoplov u letu su sila uzgona, otpora, potiska/vučna sila i težina. One moraju biti u dinamičkoj ravnoteži kako bi zrakoplov ostao u ustaljenom horizontalnom letu. Povećanje napadnog kuta uzrokuje povećanje sile uzgona do određene granice nakon koje počinje odvajanje strujnica. Daljnjim povećanjem napadnog kuta do kritičnog napadnog kuta uzgon više ne raste s povećanjem napadnog kuta te dolazi do neželjene pojave prevučenog leta. Takav let kao posljedicu ima pojave na strukturi zrakoplova koje pilotu otežavaju upravljanje, a mogu dovesti i do kovita te dubokog prevučenog leta, a samim time i do pada zrakoplova. Pojave u pilotskoj kabini zrakoplova daju pilotu jasnu indikaciju o prevučenom položaju zrakoplova, posebice ako pojave na samoj strukturi nisu dovoljno jasne što je slučaj kod većih zrakoplova. Na prevučeni položaj značajan utjecaj ima i oblik krila budući da se pojava odvajanja strujnica na različitim oblicima krila događa na drugačiji način. Pravovremeno prepoznavanje prevučenog leta te odgovarajuća reakcija izrazito su važni u sprječavanju neželjenih posljedica.

KLJUČNE RIJEČI: sila uzgona; sila otpora; napadni kut; odvajanje strujnica; prevučeni let

## SUMMARY

The basic aerodynamic forces acting on an aircraft in flight are lift, drag, thrust and weight. They must be in dynamic balance in order for the aircraft to remain balanced in steady horizontal flight. An increase in the angle of attack during the flight causes increased lift up to the certain point after which flow separation begins to occur. By further increasing the angle of attack up to the point of critical angle of attack lift no longer increases proportionally with the angle of attack and phenomenon of stalled flight occurs. As a result, various occurrences on aircraft structure begin to occur which make it very difficult for the pilot to control and can lead to deep stalling or spin and ultimately to the fall of an aircraft. Occurrences in the cockpit give a pilot a clear indication of stalled flight, especially if the occurrences on the structure of an aircraft are not clear enough, which is the case with larger aircraft. The shape of wing has a significant influence on the loss of lift, i.e. stall, as the flow separation occurs in a different way depending on how the wing is shaped. Timely recognition of stall flight and appropriate reaction are extremely important in preventing unwanted consequences.

KEYWORDS: lift; drag; angle of attack; flow separation; stall

# SADRŽAJ

<b>1. UVOD</b> .....	1
<b>2. OSNOVE TEORIJE AEROPROFILA</b> .....	3
2.1. Aeroprofil.....	3
2.2. Sile u uravnoteženom letu.....	4
2.3. Napadni kut .....	6
2.4. Granični sloj i odvajanje strujnica.....	7
<b>3. NASTANAK SLOMA UZGONA</b> .....	9
3.1. Ovisnost koeficijenta uzgona o napadnom kutu i slom uzgona.....	9
3.2. Ovisnost koeficijenta otpora o napadnom kutu.....	10
3.3. Odnos koeficijenta uzgona i koeficijenta otpora.....	11
3.4. Uređaji za povećanje uzgona.....	13
<b>4. POJAVE PRI PREVUČENOM LETU</b> .....	16
4.1. Prevučeni let.....	16
4.2. Pojave na strukturi zrakoplova .....	17
4.3. Pojave u pilotskoj kabini zrakoplova .....	20
4.4. Izlazak iz prevučenog leta .....	23
<b>5. UTJECAJ OBLIKA KRILA NA SLOM UZGONA</b> .....	24
5.1. Oblici krila .....	24
5.2. Ovisnost sloma uzgona o obliku krila .....	26
5.2.1. Pravokutno krilo .....	27
5.2.2. Eliptično krilo.....	28
5.2.3. Trapezno krilo.....	28
5.2.4. Strelasto i delta krilo.....	29
<b>6. ZAKLJUČAK</b> .....	30
<b>LITERATURA</b> .....	32
<b>POPIS SLIKA</b> .....	34
<b>POPIS GRAFIKONA</b> .....	35

## 1. UVOD

Za uravnotežen let zrakoplova potrebno je i uravnoteženo međudjelovanje osnovnih aerodinamičkih sila. Svaka neravnoteža tih sila uzrokuje neželjeno ponašanje zrakoplova koje može imati vrlo ozbiljne posljedice. Jedan od primjera takvog neželjenog ponašanja jest prevučeni let. Prevučeni let prate i određene pojave koje, osim što pilota upozoravaju da se nalazi u prevučenom letu, znatno narušavaju aerodinamiku samog zrakoplova, a detaljno su opisane i analizirane u ovom završnom radu.

Predmet istraživanja u završnom radu su pojave nastale uslijed prevučenog leta zrakoplova na njegovoj strukturi te u pilotskoj kabini. Svrha istraživanja je ukazati na opasnosti prevučenog leta te moguće neželjene posljedice i metode prevencije s ciljem boljeg razumijevanja procesa nastanka prevučenog leta te čimbenika koji utječu na njegovo pojavljivanje.

Materija ovog završnog rada izložena je kroz 6 osnovnih poglavlja:

- 1.) Uvod
- 2.) Osnove teorije aeroprofila
- 3.) Nastanak sloma uzgona
- 4.) Pojave pri prevučenom letu
- 5.) Utjecaj oblika krila na slom uzgona
- 6.) Zaključak

U uvodnom dijelu definirani su predmet, svrha i cilj istraživanja. Također, predložena je struktura rada prema poglavljima.

U drugom poglavlju objašnjeni su temeljni pojmovi koji su relevantni za analizu pojava pri prevučenom letu. Definiran je aeroprofil i njegove osnovne geometrijske karakteristike te sile koje djeluju na njega tijekom leta. Objašnjeni su pojmovi aerodinamičkog i geometrijskog napadnog kuta, graničnog sloja i odvajanja strujnica.

U trećem poglavlju podrobnije su analizirane sile uzgona i otpora te je objašnjena i grafički prikazana njihova zavisnost o napadnom kutu čime je pojašnjena pojava sloma uzgona. Na samom grafičkom prikazu definirane su karakteristične točke. Također, objašnjena je

međusobna ovisnost koeficijenta uzgona i otpora te je grafički prikazana kroz ovisnost o napadnom kutu i kroz polarni dijagram. Pojašnjeni su uređaji koji omogućuju povećanje uzgona u kritičnim fazama leta.

U četvrtom poglavlju definiran je pojam prevučenog leta uz detaljnije objašnjenje njegovog nastanka, a u vezi s pojmovima i grafičkim prikazima prethodno pojašnjenjima u trećem poglavlju. Objašnjene su pojave koje nastaju za vrijeme prevučenog leta te su podijeljene u pojave koje nastaju na samoj strukturi zrakoplova i pojave koje nastaju u pilotskoj kabini. Izloženi su i rizici tih pojava te postupci izlaženja iz prevučenog položaja.

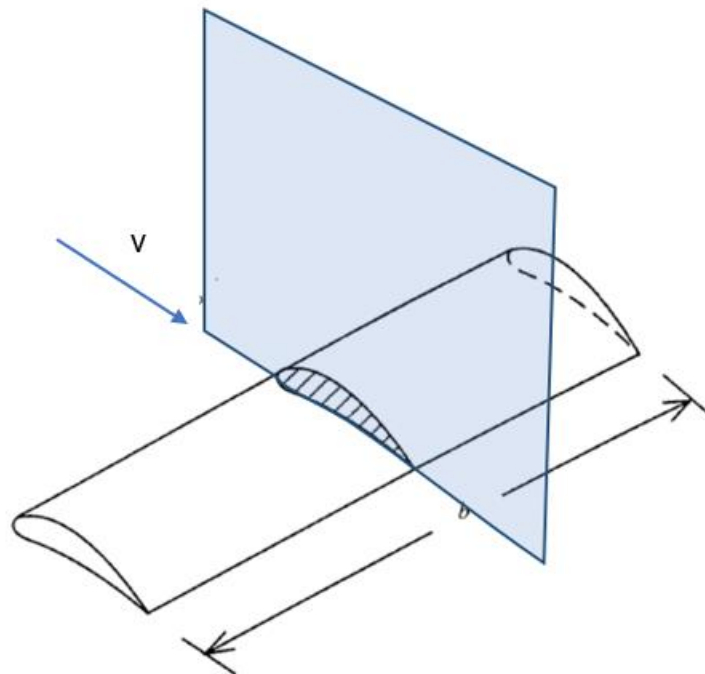
U petom poglavlju objašnjeni su oblici krila i utjecaj koji imaju na slom uzgona. Oblici krila koji su analizirani u ovom završnom radu, u kontekstu sloma uzgona, su: pravokutno, eliptično, trapezno, strelasto i delta krilo.

U posljednjem, zaključnom poglavlju, sažeti su najvažniji elementi ovog završnog rada uz iznošenje konačnog zaključka o pojavama pri prevučenom letu zrakoplova.

## 2. OSNOVE TEORIJE AEROPROFILA

### 2.1. Aeroprofil

Ako se promatra krilo zrakoplova, propeler, lopatice ventilatora ili bilo koje drugo uzgonsko tijelo te se isto presječe zamišljenom ravninom paralelnom s pravcem gibanja tog istog tijela, kako je prikazano slikom 1, dobije se poprečni presjek odnosno aeroprofil. Aeroprofil se dakle može definirati i kao krilo beskonačnog raspona  $b$  [1]. Performanse nekog uzgorskog tijela ovise o aeroprofilu. Za potrebe ovog završnog rada promatrati će se aeroprofil krila zrakoplova.



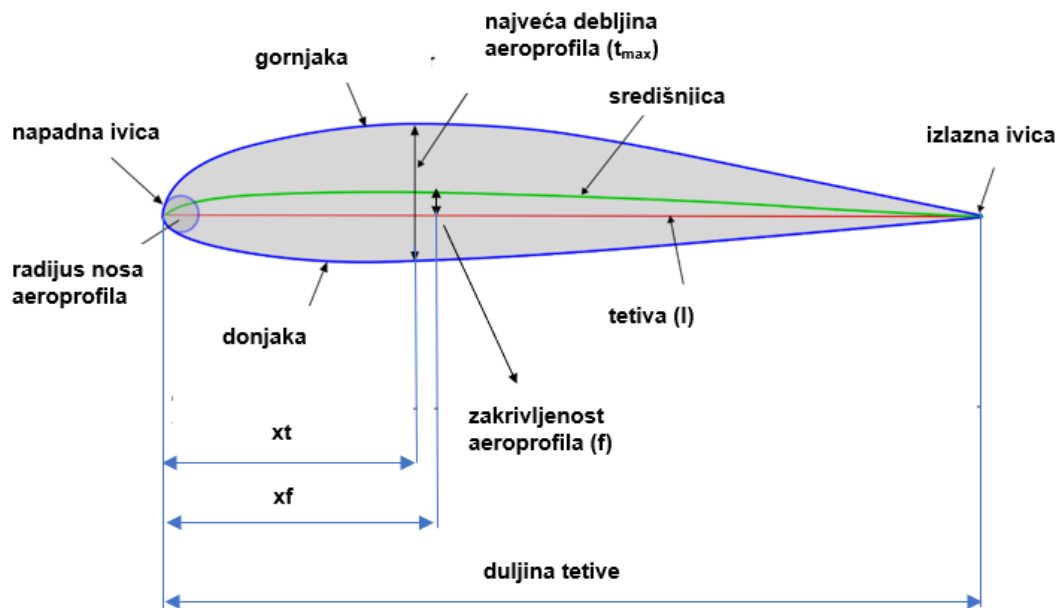
**Slika 1.** Poprečni presjek krila zrakoplova

Izvor: [2]

Aeroprofil karakterizira nekoliko važnih geometrijskih osobina koji su prikazani slikom 2. Srednja linija profila, odnosno središnjica, nastaje spajanjem kružnica koje su upisane u aeroprofil. Krajnje točke središnjice spajaju se dužinom koja se naziva tetiva te se označuje slovom  $l$ . Najveća relativna debljina profila ( $t_{max}/l$ ) predstavlja odnos najveće debljine aeroprofila prema njegovoj tetivi te se izražava u postotcima. Odnos udaljenosti najveće relativne debljine aeroprofila od prednjeg brida i duljine tetive čini položaj najveće relativne debljine aeroprofila ( $xt/l$ ). Zakrivljenost aeroprofila, označava se slovom  $f$  i predstavlja najveću udaljenost središnjice od tetive. Omjer najveće zakrivljenosti profila od tetive ( $f_{max}/l$ ) naziva se



najveća relativna krivina profila, a odnos udaljenosti najveće relativne krivine od prednjeg prida i duljine tetive jest položaj najveće relativne krivine profila ( $x_f/l$ ) [3].

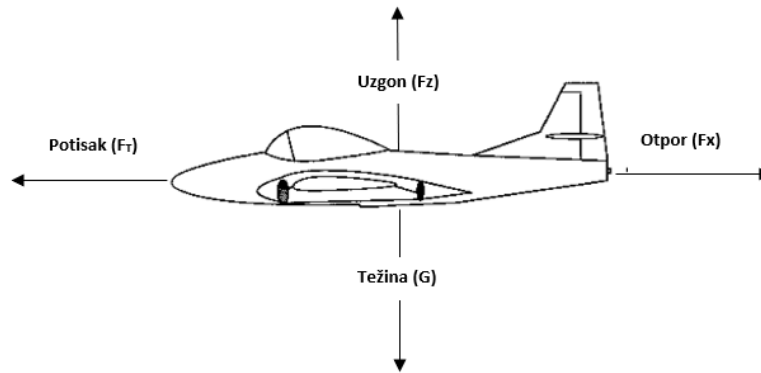


**Slika 2.** Geometrijske karakteristike aeroprofila  
Izvor: [4]

Aeroprofili mogu biti simetrični ili nesimetrični. Kod simetričnih aeroprofila zakrivljenost gornjake i donjake je jednaka, odnosno središnjica dijeli aeroprofil na dva jednaka dijela što ujedno znači da se tetiva i središnjica poklapaju [4]. Ostali aeroprofili kod kojih je zakrivljenost gornjake i donjake nejednaka nazivaju se nesimetrični aeroprofili. Nesimetrični aeroprofili najčešće se primjenjuju na zrakoplovima manjih brzina, dok su simetrični aeroprofili korišteni za zrakoplove većih brzina, dok se na zrakoplovima manjih brzina primjenjuju za repne površine.

## 2.2. Sile u uravnoteženom letu

Na zrakoplov u uravnoteženom letu djeluju 4 osnovne sile – potisna ili vučna sila ( $F_T$ ), sila otpora ( $F_x$ ), težina ( $G$ ) i sila uzgona ( $F_z$ ) (slika 3). Potisna sila nastaje kao produkt djelovanja pogonske jedinice zrakoplova odnosno motora. Motor je izvor snage, a propulzor, odnosno turbina tu snagu pretvara u potisak.



**Slika 3.** Sile u uravnoteženom letu zrakoplova  
Izvor: [5]

Sila otpora djeluje u suprotnom smjeru od potisne sile i sastoji se od induciranog otpora i otpora profila koji se pak sastoji od otpora trenja i otpora oblika. Otpor trenja je rezultanta djelovanja svih tangencijalnih sila u smjeru strujanja, a otpor oblika je rezultanta djelovanja normalnog tlaka po površini tijela u smjeru strujanja. Inducirani otpor je otpor koji nastaje na krajevima krila uslijed prestrujavanja zraka iz područja višeg u područje nižeg tlaka, odnosno prestrujavanja sa donjake na gornjaku [3]. Ranije je spomenuto kako se aeroprofil može smatrati kao krilo beskonačnog raspona što znači da se u tom slučaju pretpostavlja da nema utjecaja rubnih efekata. Matematički izraz za silu otpora dan je jednadžbom (1).

$$F_x = \frac{1}{2} * \rho_{\infty} * v_{\infty}^2 * s * C_x = \rho_{\infty} * s * C_x \quad (1)$$

gdje je:

- $F_x$  – sila otpora (N)
- $\rho$  – gustoća fluida u kojem se tijelo nalazi ( $\text{kg/m}^3$ )
- $v$  – brzina kretanja (m/s)
- $s$  – površina presjeka tijela na najdebljem mjestu ( $\text{m}^2$ )
- $C_x$  – koeficijent sile otpora tijela [3]

Sila uzgona nastaje, najvećim dijelom, pomoću krila. Prilikom strujanja zraka preko krila, čestice zraka na gornjaci imaju veću brzinu nego čestice zraka na donjaci. Tlak i brzina pri strujanju zraka preko krila odnose se obrnuto proporcionalno, odnosno što je brzina veća tlak je manji i obratno. Dakle, tlak na donjaci veći je od tlaka na gornjaci [3]. Produkt te razlike tlakova jest sila uzgona za koju je matematički izraz, prema [3], dan jednadžbom (2) kod koje

$F_z$  predstavlja silu uzgona, a  $C_z$  koeficijent uzgona, dok su ostale varijable jednake kao i u (1). Sila uzgona savladava težinu zrakoplova.

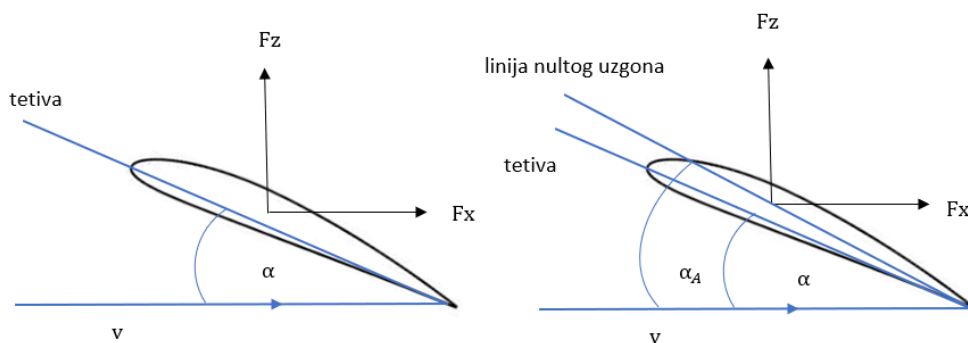
$$F_z = \frac{1}{2} * \rho_{\infty} * v_{\infty}^2 * s * C_z = \rho_{\infty} * s * C_z \quad (2)$$

Iz jednadžbe (2) može se zaključiti da sila uzgona ovisi o brzini leta, gustoći zraka, površini krila te o koeficijentu uzgona. Koeficijent uzgona pak ovisi o obliku krila i napadnom kutu krila. Također, vidljivo je i da je brzina zrakoplova vrijednost koja je kvadrirana u odnosu na koeficijent uzgona, što znači da se s povećanjem brzine koeficijent uzgona eksponencijalno povećava. Eksponencijalni odnos između ove dvije veličine znači da svaka promjena brzine može imati značajne posljedice na sam uzgon. Jedan od parametara jednadžbe je i gustoća zraka te što je manja, smanjuje se i sila uzgona, dakle potrebno je povećanje brzine na većim visinama leta gdje je gustoća zraka manja.

### 2.3. Napadni kut

Napadni kut ( $\alpha$ ) je kut kojeg zatvara pravac nailazećih, neporemećenih strujnica i tetive aeroprofila, kako prikazuje slika 4. Takav napadni kut naziva se geometrijski napadni kut. Ako se geometrijskom napadnom kutu nadoda i kut nultog uzgona ( $\alpha_0$ ) dobije se aerodinamički ili efektivni napadni kut ( $\alpha_A$ ), što je također vidljivo na slici 4. Kut nultog uzgona je kut kojeg zatvara tetiva aeroprofila i pravac nailazećih, neporemećenih strujnica kod nultog uzgona, a kod simetričnih aeroprofila iznosi  $0^\circ$ . Kod aeroprofila koji su pozitivno zakrivljeni kut nultog uzgona ima negativnu vrijednost, stoga vrijedi:

$$\alpha_A = \alpha - \alpha_0 \quad (3)$$

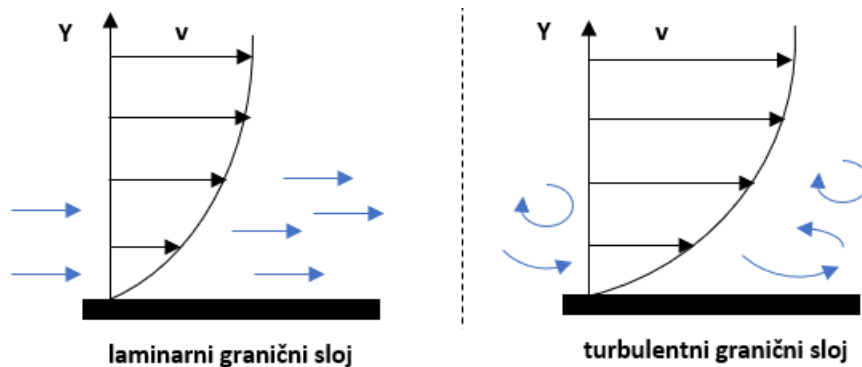


**Slika 4.** Prikaz geometrijskog i aerodinamičkog napadnog kuta

Izvor: [3]

## 2.4. Granični sloj i odvajanje strujnica

Ako se promatra strujanje zraka, ili bilo kojeg drugog fluida, preko određenog objekta, neposredno uz stjenku tog objekta stvara se tanki sloj tog fluida kojemu brzina iznosi nula jer čestice fluida miruju zbog sila adhezije. Taj sloj naziva se granični sloj. Udaljujući se od stjenke brzina se postupno povećava tj. stvara se gradijent brzine [6]. Strujanje fluida u graničnom sloju može biti laminarno i turbulentno. Kod laminarnog strujanja, strujnice su paralelne i ne miješaju se dok su kod turbulentnog strujanja uzburkane, miješaju se i nepravilnog oblika [3]. Gradijent brzine veći je kod turbulentnog graničnog sloja što je vidljivo sa slike 5.

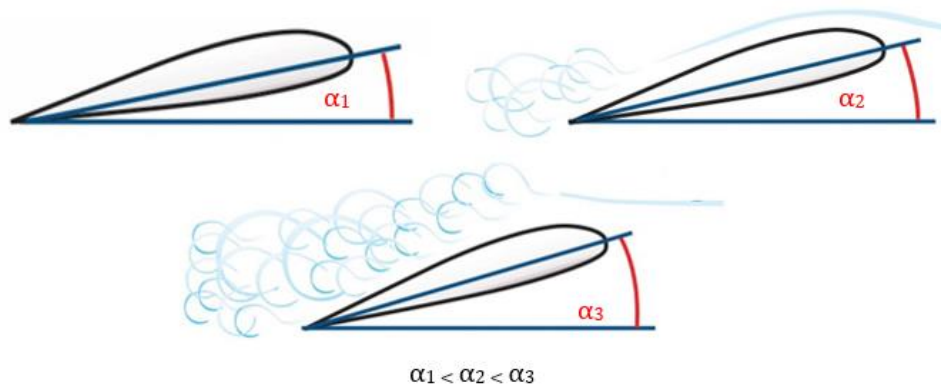


Slika 5. Gradijent brzine u laminarnom i turbulentnom graničnom sloju

Izvor: [3]

Kada je statički tlak različit od nule strujanje u graničnom sloju se mijenja. U prvom dijelu aeroprofila čestice zraka ubrzavaju, što znači da im tlak pada. Kada čestice zraka dosegnu maksimalnu brzinu, brzina počinje opadati, a tlak rasti. Na određenom mjestu na aeroprofilu protutlak zaustavlja kretanje čestica uz stjenku te dolazi do pojave odvajanja strujnica. To mjesto se naziva točka odvajanja (engl. separation point) [3].

Ako se za primjer uzme krilo zrakoplova, ranije je spomenuto kako je za stvaranje uzgona potrebno strujanje zraka oko krila na gornjaci i donjaci, pri čemu je na gornjaci tlak manji, a brzina veća, dok je na donjaci brzina manja, a tlak veći. Pri povećanju napadnog kuta, logično je izvesti zaključak da strujnice zraka teže prate zakrivljenost gornjake, što je prikazano slikom 6, a što posljedično dovodi do odvajanja strujnica i samim time značajnog smanjenja uzgona.



**Slika 6.** Utjecaj promjene napadnog kuta na odvajanje strujnica  
Izvor: [7]

Također, pojava odvajanja strujnica ovisi i o Reynoldsovom broju, koji je prema [3], matematički definiran jednadžbom (4). Reynoldsov broj je bezdimenzionalna fizikalna veličina koja predstavlja kriterij za procjenu načina strujanja fluida odnosno pokazuje hoće li u određenim uvjetima strujanje zraka biti laminarno ili turbulentno [8]. Što je Reynoldsov broj veći, manja je vjerojatnost da će nastupiti odvajanje strujnica.

$$Re = \frac{V * d}{\nu} ; \nu = \frac{\mu}{\rho} \quad (4)$$

gdje je:

- V – brzina strujanja
- d – promjer cijevi
- $\nu$  – viskoznost
- $\mu$  – koeficijent proporcionalnost

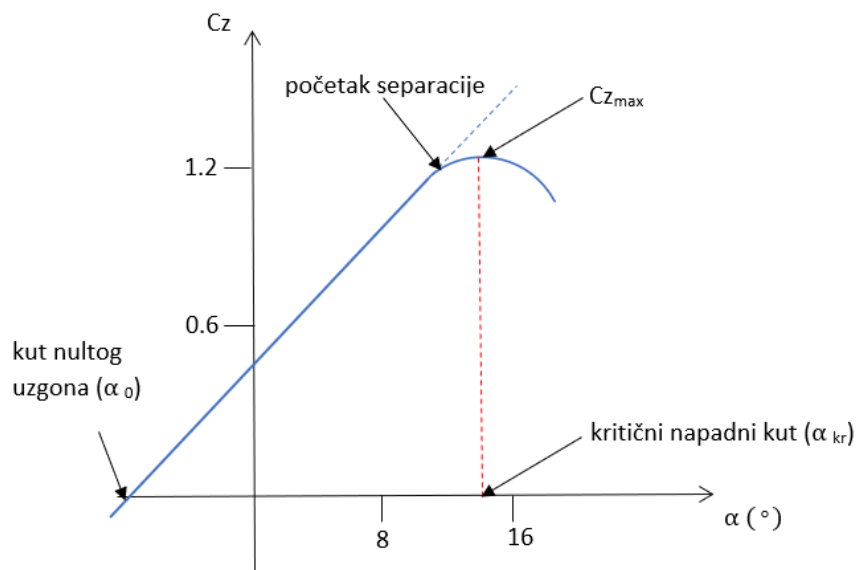
Osim Reynoldsovog broja, na pojavu odvajanja strujnica utječu i hrapavost površine, gradijent tlaka, turbulencija zraka, zakrivljenost i temperatura površine [3].

### 3. NASTANAK SLOMA UZGONA

U prethodnom poglavlju je objašnjeno kako je uzgon sila koja se formira strujanjem zraka oko krila što zbog oblika aeroprofila rezultira razlikom tlakova na gornjaci i donjaci. To rezultira povećanim tlakom na donjaci i smanjenim tlakom na gornjaci što u konačnici uzrokuje rezultantu prema gore, savladavajući težinu zrakoplova. U kombinaciji sa potiskom, odnosno vučnom silom, zrakoplovu je omogućeno savladavanje težine i otpora te uzlijetanje i uravnoteženi let. Analizirani su i parametri jednadžbe (2) te je spomenuto da sila uzgona ovisi o brzini leta, gustoći zraka, površini krila te o koeficijentu uzgona, a koeficijent uzgona o napadnom kutu krila i obliku krila, što je dodatno objašnjeno u poglavlju 5.

#### 3.1. Ovisnost koeficijenta uzgona o napadnom kutu i slom uzgona

Prilikom opstrujavanja zraka preko krila, strujnice prate površinu aeroprofila cijelom dužinom stoga je strujanje laminarno. Prilikom povećanja napadnog kuta, zbog viskoznosti fluida, strujnice zraka imaju tendenciju odvajanja pri čemu dolazi do vrtloženja na zadnjem djelu aeroprofila kako je u prethodnom poglavlju objašnjeno i prikazano slikom 6. Daljnjim povećanjem napadnog kuta dolazi do značajnog smanjenja uzgona i povećanja otpora, a navedena pojava se naziva slom uzgona (engl. stall) [10]. Grafikon 1 prikazuje ovisnost koeficijenta uzgona o napadnom kutu. Koeficijent uzgona se definira kao omjer između tlaka uzgona tj. sile uzgona i umnoška dinamičkog tlaka i referentne površine, a mjera je sposobnosti aeroprofila da stvori uzgon [9].



**Grafikon 1.** Ovisnost koeficijenta uzgona o napadnom kutu

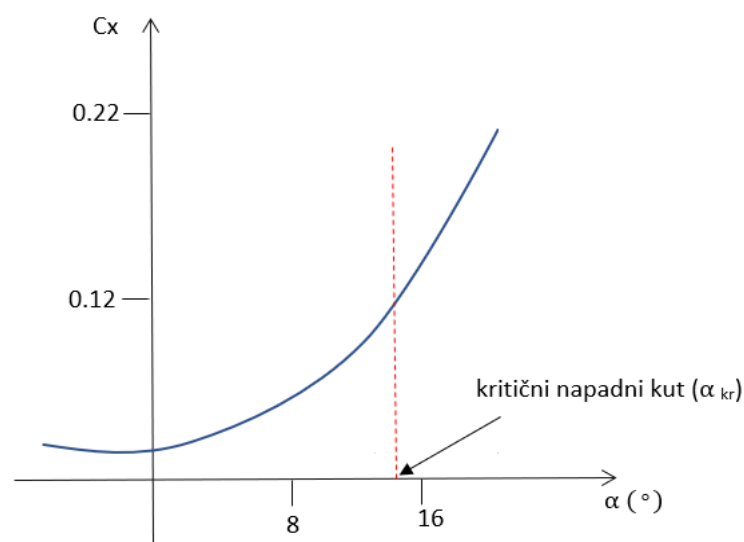
Izvor: [3]

Iz grafikona se može očitati da je pri kutu nultog uzgona, koeficijent uzgona također nula. Povećanjem napadnog kuta koeficijent uzgona raste gotovo linearno. Pri određenom kutu dolazi do maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona ( $C_{z_{max}}$ ), a taj se kut naziva kritični napadni kut ( $\alpha_{kr}$ ) ili kut sloma uzgona. Daljnjim povećanjem napadnog kuta dolazi do sloma uzgona, odnosno koeficijent uzgona počinje znatno opadati.

Kod klasičnih aeroprofila, vrijednost kritičnog kuta iznosi od  $12^\circ$  do  $20^\circ$ , a maksimalna vrijednost koeficijenta uzgona od 1,2 do 1,8 što ovisi o obliku aeroprofila, Reynoldsovom broju, Machovom broju te hrapavosti površine [11]. Machov broj predstavlja omjer brzine zrakoplova i brzine zvuka u istom sredstvu.

### 3.2. Ovisnost koeficijenta otpora o napadnom kutu

Povećanjem napadnog kuta povećava se i površina krila koja je izložena strujnicama zraka, što rezultira povećanjem otpora oblika zbog čega se i povećava koeficijent otpora. Osim toga, na krajevima krila javljaju se i rubni efekti, odnosno prestrujavanje zraka iz područja manjeg u područje većeg tlaka što je u poglavlju 2 definirano kao inducirani otpor [3]. Prema jednadžbi (1), koeficijent otpora jednak je omjeru sile otpora te umnoška dinamičkog tlaka i referentne površine. Ako se zanemari stlačivost zraka, koeficijent otpora ovisi samo o napadnom kutu. Ovisnost koeficijenta otpora o napadnom kutu prikazana je grafikonom 2.



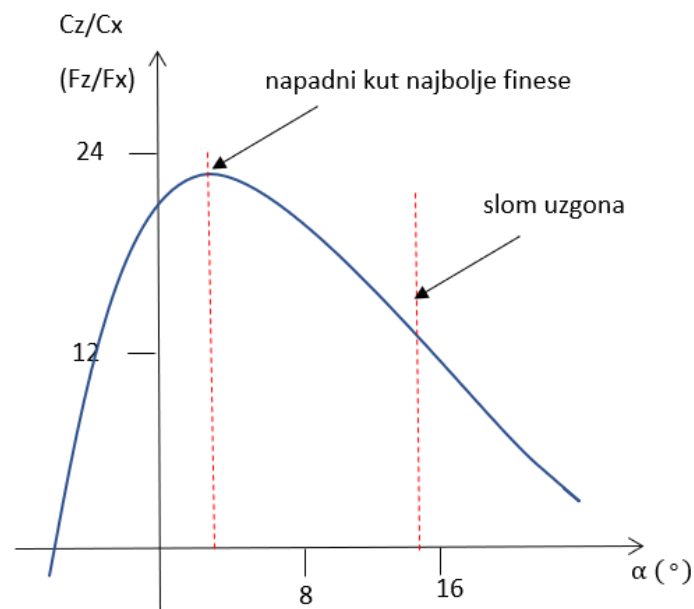
**Grafikon 2.** Ovisnost koeficijenta otpora o napadnom kutu  
Izvor: [3]

### 3.3. Odnos koeficijenta uzgona i koeficijenta otpora

Odnos koeficijenta uzgona i koeficijenta otpora, odnosno sile uzgona i sile otpora naziva se aerodinamičkom finesom koja pokazuje koliko je puta veća sila uzgona od sile otpora pri nekom napadnom kutu te se označava slovom „F“. Pri konstrukciji aeroprofila važno je zadovoljiti uvjet dobivanja što veće sile uzgona, uz što manju silu otpora [3]. Ako se u obzir uzme parametre jednadžbi (2) i (3), omjer koeficijenta uzgona i koeficijenta otpora, odnosno aerodinamička finesa (F) može se prikazati jednakošću:

$$F = \frac{F_z}{F_x} = \frac{C_z * q * S}{C_x * q * S} = \frac{C_z}{C_x} \quad (5)$$

Dakle, sa poznatim vrijednostima dinamičkog tlaka i površine krila odnos sile uzgona i otpora tj. finesa se može prikazati kao odnos njihovih koeficijenata. Grafički prikaz odnosa koeficijenta uzgona i koeficijenta otpora, odnosno sile uzgona i sile otpora može se vidjeti na grafikonu 3.

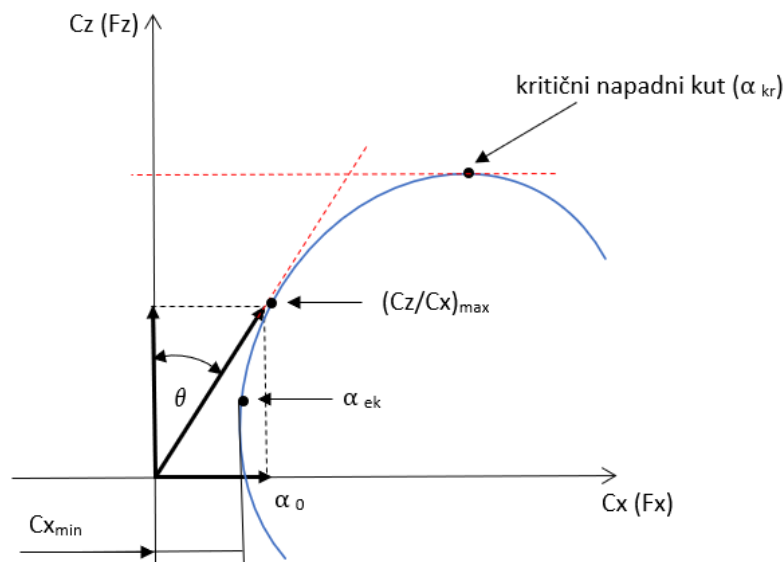


**Grafikon 3.** Odnos aerodinamičke finese o napadnom kutu  
Izvor: [3]



Iz grafikona se može očitati da od kuta nultog uzgona, pri povećanju napadnog kuta, finesa raste do određene vrijednosti napadnog kuta gdje doseže svoju maksimalnu vrijednost. Ta vrijednost napadnog kuta je kut najbolje finese. Nakon te vrijednosti, finesa se smanjuje. Maksimalna vrijednost finese naziva se optimalna finesa krila i označava se sa  $F_{opt}$  te je prikazana jednadžbom (6). Da bi se postigla optimalna finesa teži se za što većim povećanjem uzgona nasuprot smanjenju otpora. Najmanji kut finese je pri napadnom kutu najbolje finese, a najveći pri napadnom kutu nultog uzgona [3]. Odnos sile uzgona i sile otpora može se prikazati i pomoću polarnog dijagrama (grafikon 4).

$$F_{opt} = \frac{Cz_{max}}{Cx_0} \quad (6)$$



**Grafikon 4.** Polarni dijagram  
Izvor: [3]

Polarni dijagram dobije se kada se vrijednosti koeficijenta, odnosno sile otpora unose na apscisu, a vrijednosti koeficijenta, odnosno sile uzgona na ordinatu. Vrijednosti se dobivaju nakon mjerenja u aerotunelima i analitičkom obradom. Na polarnom dijagramu se može očitati vrijednost kuta finese za pojedine vrijednosti napadnog kuta. Kritični napadni kut ( $\alpha_{kr}$ ) dobije se povlačenjem tangente, paralelne sa apscisom, na polaru. Najpovoljniji napadni kut, odnosno kut najveće finese ( $(Cz/Cx)_{max}$ ) dobije se povlačenjem tangente iz koordinatnog početka na polaru. Napadni kut nultog uzgona ( $\alpha_0$ ) nalazi se na mjestu polare koja sječe apscisu. Povlačenjem tangente paralelne ordinati, u točki u kojoj se sječe sa polarom, dobije

se kut najmanjeg otpora ( $\alpha_{ek}$ ). Kut finese ( $\theta$ ) je kut kojeg zatvara ordinata i tangenta povučena iz ishodišta na polaru i obrnuto je proporcionalan finesi krila odnosno aeroprofila [12], dakle vrijedi:

$$\theta = \frac{1}{F} \quad (7)$$

Tanki aeroprofilu imaju veću finesu zato što je koeficijent otpora znatno manji od koeficijenta otpora debljih aeroprofila. Na finesu krila utječu:

- profil krila
- oblik krila u planu
- vitkost krila
- obrada površine krila [12]

### 3.4. Uređaji za povećanje uzgona

Prilikom polijetanja i slijetanja zrakoplova, brzina je mala zbog smanjenja dužine uzletno sletne staze potrebne za obavljanje tih faza leta. Za zrakoplov sa fiksnom geometrijom krila, minimalna brzina se postiže kada krila dostignu kritični napadni kut, a koeficijent uzgona postigne maksimalnu vrijednost [13].

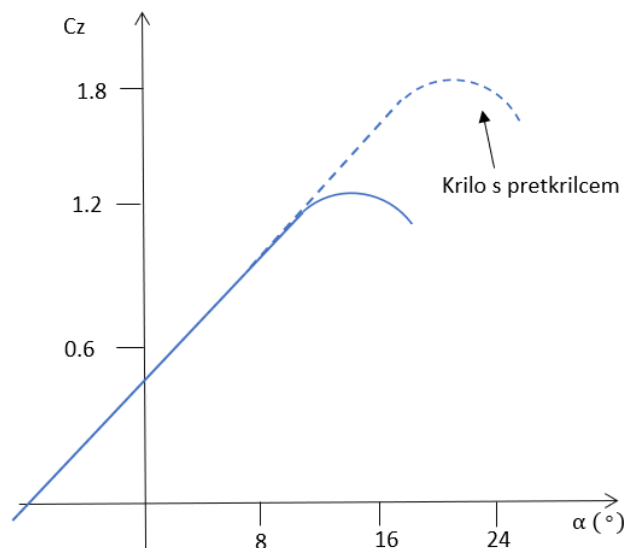
Iz jednadžbe (2) vidljivo je da je sila uzgona, koja se suprotstavlja težini zrakoplova, proporcionalna koeficijentu uzgona, gustoći zraka, kvadratu brzine i površini krila. Dakle, smanjenje jedne od ovih varijabli smanjuje i silu uzgona odnosno povećava rizik od sloma uzgona što dovodi do propadanja zrakoplova [13]. Prilikom operacija slijetanja i polijetanja, gdje zrakoplov ima najmanju visinu te postiže najmanje brzine, takvo ponašanje zrakoplova može rezultirati nesrećom. Kako bi se spriječio slom uzgona, pri letu malim brzinama, potrebno je povećati koeficijent uzgona. Koeficijent uzgona povećava se uređajima za povećanje uzgona.

Uređaji za povećanje uzgona su površine na krilima koje preciznim namještanjem, u određenim fazama leta, stvaraju potrebno opstrujavanje zraka oko krila što rezultira uzgonom, poniranjem ili usmjeravanjem zrakoplova. Slom uzgona ovisi o vrsti aeroprofila te o obliku krila, što je detaljnije opisano u poglavlju 5 [11]. U praksi, povećanje uzgona ostvaruje se na slijedeće načine:

- kontroliranjem graničnog sloja
- povećanjem efektivne zakrivljenosti aeroprofila
- povećanjem cirkulacije [12]

U najvažnije mehanizme za povećanje uzgona se ubrajaju: pretkrilca, zakrilca, uređaji za kontrolu graničnog sloja te pokretni napadni i izlazni rubovi krila [3].

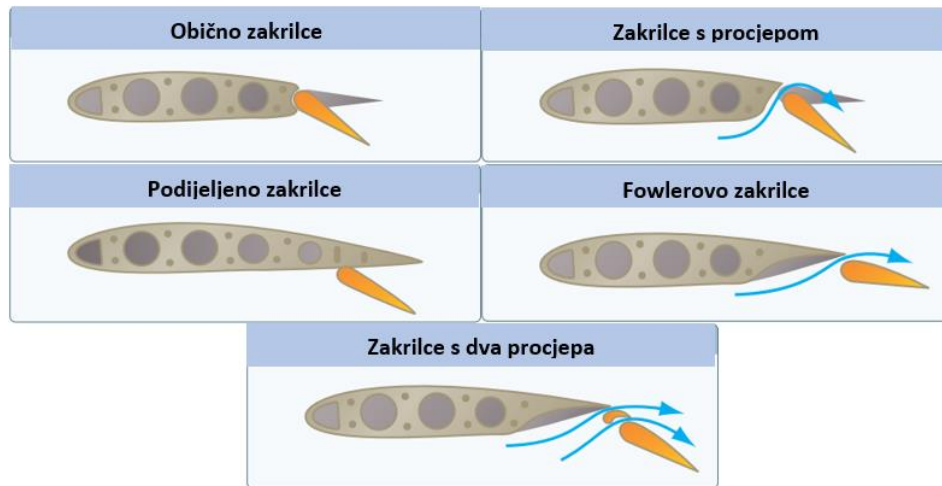
Pretkrilca su uređaji, odnosno dodatne aerodinamičke površine koje se postavljaju na napadni rub krila u svrhu boljeg opstrujavanja krila na većim napadnim kutovima. Mogu biti izvedena kao fiksna, što znači trajnu konstruktivnu promjenu prednjeg brida, automatska koja se automatski aktiviraju prilikom velikih napadnih kutova i upravljiva kojima mehanički upravlja pilot zrakoplova [3]. Postoje različite konstruktivne izvedbe pretkrilca, od kojih su neki: fiksno pretkrilce s procjepom, upravljivo pretkrilce s procjepom, zakretni nos pretkrilca te najčešće korišteno Krügerovo pretkrilce [13]. Grafikon 5 pokazuje razliku u koeficijentu uzgona i napadnom kutu krila s aktiviranim pretkrilcem u odnosu na krilo s neaktiviranim pretkrilcem.



**Grafikon 5.** Odnos koeficijenta uzgona o napadnom kutu kod krila s aktiviranim pretkrilcem  
Izvor: [3]

Zakrilca su pokretne aerodinamičke površine, postavljene uzduž izlazne ivice krila koja zauzimaju određeni raspon i tetivu krila. Funkcija zakrilca jest povećanje koeficijenta uzgona

prilikom slijetanja i polijetanja povećanjem zakrivljenosti profila, a kod određenih konstruktivnih izvedbi i povećanjem površine krila što uzrokuje i povećanje aerodinamičkog otpora [13]. U konstruktivnom smislu, zakrilca mogu biti izvedena na nekoliko načina, od kojih su neki prikazani slikom 7.



**Slika 7.** Vrste zakrilca  
Izvor: [13]

Uređaji za kontrolu graničnog sloja se mogu podijeliti na uređaje koji vrše kontrolu graničnog sloja propuhivanjem i usisavanjem [3]. Princip otpuhivanja temelji se na povećanju kinetičke energije zraka u graničnom sloju, odnosno na površinu aeroprofila se upuhuje zrak određene kinetičke energije te se točka odvajanja otpuhuje nizstrujno prema stražnjem bridu aeroprofila. Pomicanje točke odvajanja rezultira povećanjem kritičnog kuta i koeficijenta uzgona. Kod principa usisavanja, kroz procijep na aeroprofilu se usisava fluid te na to mjesto dolaze čestice fluida iz vanjske zone koje imaju veliku kinetičku energiju. Ta energija dovoljna je da savlada sile trenja i tlaka čime se odvajanje graničnog sloja odgađa na veće napadne kutove uz porast koeficijenta uzgona [11].

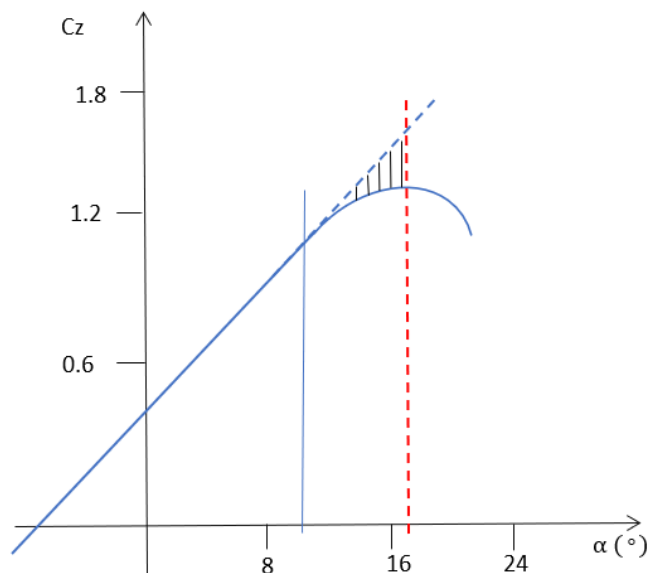
Pokretni napadni i izlazni rubovi krila podrazumijevaju krila s kontinuirano promjenjivom geometrijom, odnosno s mogućnošću promjene konfiguracije krila tijekom samog leta na način da krila mijenjaju formu i tetivu. Primarni cilj takvih krila jest omogućiti efikasan let u širokom rasponu brzina i režima leta dok je povećanje uzgona sekundarni cilj [3].

## 4. POJAVE PRI PREVUČENOM LETU

### 4.1. Prevučeni let

U poglavlju 3 objašnjeno je da prilikom povećanja napadnog kuta, zbog viskoznosti fluida, strujnice zraka imaju tendenciju odvajanja pri čemu dolazi do vrtloženja na zadnjem djelu aeroprofila. Ako se napadni kut i dalje povećava, do granice iznad koje uzgon više ne raste, dolazi do sloma uzgona (engl. stall). Takav let, gdje uzgon više ne raste s povećanjem napadnog kuta naziva se prevučeni let [13].

Kako bi se dodatno pojasnila pojava prevučenog leta potrebno je detaljnije analizirati odnos koeficijenta uzgona i napadnog kuta. Odnos koeficijenta uzgona i napadnog kuta već je grafički prikazan grafikonom 1. Grafikon 6, također prikazuje ovisnost koeficijenta uzgona i napadnog kuta sa šrafiranim područjem koje predstavlja područje odstupanja od linearnog rasta, odnosno područje odvajanja strujnica. Iz grafikona je vidljivo da do približno  $\alpha = 10^\circ$ , koeficijent uzgona, s povećanjem napadnog kuta, raste linearno nakon čega dolazi do prvog odvajanja strujnica koje se s povećanjem napadnog kuta također povećava. Koeficijent uzgona tada nastavlja rasti sporije od linearnog rasta sve do vrijednosti  $\alpha_{kr}$ , nakon čega kreće opadati.



**Grafikon 6.** Odnos koeficijenta uzgona o napadnom kutu s područjem odstupanja od linearnog rasta

Izvor: [14]

Iako se zrakoplov može dovesti u područje prevučenog leta na svim visinama i pri svim brzinama, najkritičnije su faze polijetanja i slijetanja budući da je potrebno osigurati propisanu dužinu staze za izvršenje tih operacija, odnosno održavati male brzine pri relativno velikim napadnim kutovima što može dovesti do incidentnog sloma uzgona. Kako bi se to spriječilo, mora postojati granica između minimalne brzine dopuštene za izvršenje operacija uzlijetanja i slijetanja i minimalne brzine neposredno pred slomom uzgona. Ta brzina naziva se minimalna brzina prevučenog leta (engl. stall speed) [14]. Minimalna brzina prevučenog leta može se definirati kao najmanja brzina pri kojoj je moguće održati uravnoteženi let, odnosno brzina pri kojoj sila uzgona prestaje biti dovoljna da savlada težinu zrakoplova [15]. Dakle, može se zaključiti da se minimalna brzina prevučenog leta ne smije prijeći jer dolazi do sloma uzgona koji može imati ozbiljne i neželjene posljedice. Čimbenici koji utječu na minimalnu brzinu prevučenog leta su:

- Promjena težine zrakoplova
- Povećanje koeficijenta opterećenja u manevru
- Promjena konfiguracije (zakrilca i podvozja)
- Potisak motora i strujanje iza propelera
- Machov broj
- Kontaminacija krila
- Jaka kiša [14]

#### **4.2. Pojave na strukturi zrakoplova**

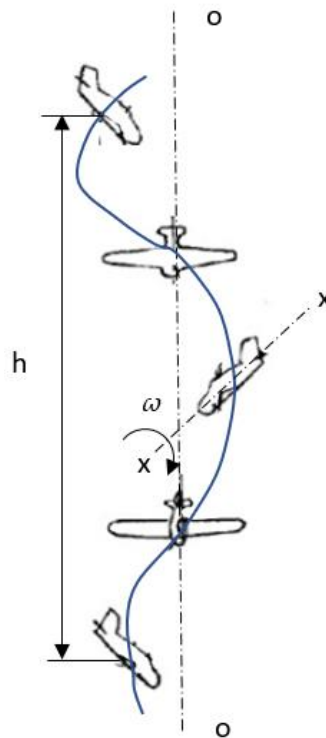
Pojave koje prevučeni let uzrokuje na samoj strukturi zrakoplova ovise prije svega o tipu zrakoplova. Moderni putnički zrakoplovi se projektiraju na način da imaju umjereno ponašanje u slučaju prevučenoga leta i sloma uzgona. Prve najave prevučenog leta su:

- Oscilacije (engl. buffeting)
- Otežana upravljivost zrakoplova (smanjenje efikasnosti komandi leta)
- Rad uređaja za upozorenje ili sprječavanje prevučenog položaja [14]

Prilikom povećanog napadnog kuta, kako je već objašnjeno u podpoglavlju 2.4., dolazi do odvajanja strujnica. Te odvojene strujnice (engl. buffet) uzrokuju vibracije strukture zrakoplova i jedan su od prvih znakova gubitka uzgona. Daljnjim povećavanjem napadnog kuta, kao odgovor na dinamičko opterećenje kojeg uzrokuju strujnice, dolazi do znatno izraženijih oscilacija i vibracija strukture zrakoplova koje prati rigidno kretanje samog zrakoplova. Također, odvojene strujnice udaraju o repne površine zrakoplova koje preko kormila visine prenose podrhtavanje na upravljač uzdužne komande leta, što uzrokuje

smanjenu efikasnost te otežanu upravljivost zrakoplovom, a samim time i veću nestabilnost [16].

Ako se promatraju krila zrakoplova u prevučenom položaju, mogu imati nesimetričnu raspodjelu uzgona, odnosno jedna strana krila generira više uzgona u odnosu na drugu što znači da će ona strana krila koja generira manje uzgona težiti padu s nagibom [14]. Takav događaj može dovesti do kovita tj. spuštanja aviona po spirali s istovremenim okretanjem oko težišta u odnosu na os aviona, kako prikazuje slika 8. Kovit može biti blagi – s kutem poniranja manjim od  $45^\circ$  i strmi – s kutem poniranja većim od  $45^\circ$  [12].

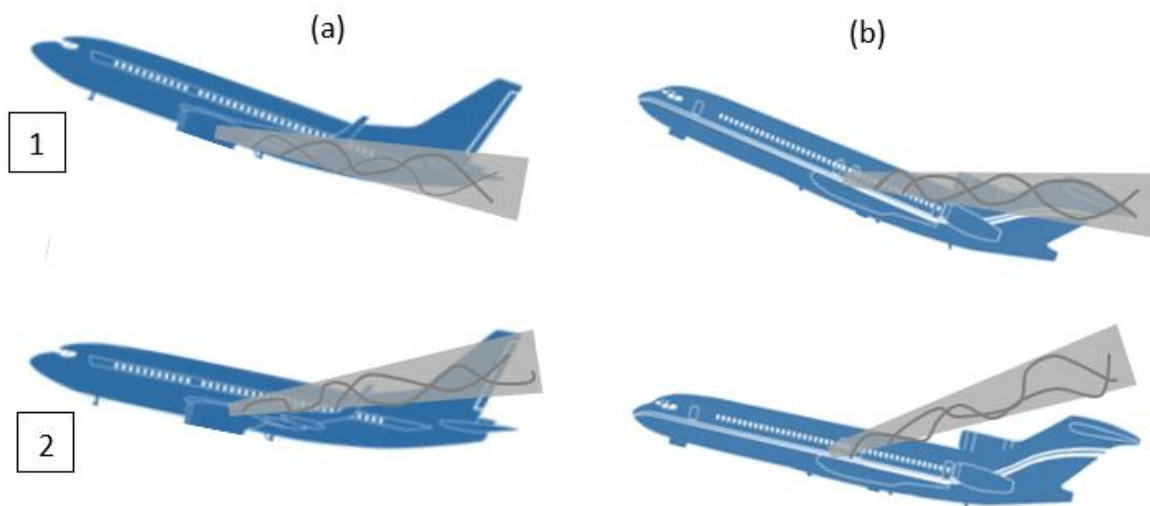


**Slika 8.** Kovit

Izvor: [12]

Zbog već spomenute nesimetrične raspodjele uzgona, osim okretanja oko osi „oo“, avion se okreće i oko osi „xx“. Iz tog razloga vanjsko krilo dobiva dopunsku brzinu koja je usmjerena prema gore, a unutrašnje krilo dobiva istu brzinu usmjerenu prema dolje čime se stvara razlika u napadnim kutovima što uzrokuje razliku aerodinamičkih sila. Navedena pojava ima za posljedicu da se avion nastavlja okretati automatski, bez volje pilota te se naziva autorotacija [12].

Prevućeni let, odnosno pojave koje nastaju uslijed takvog leta na strukturi zrakoplova mogu varirati ovisno o vrsti tj. dizajnu samog zrakoplova. Posebno opasna pojava je tzv. duboki prevućeni let (engl. Deep stall, Super stall). Takva pojava najčešće se veže uz zrakoplove sa „T“ oblikom repa, odnosno oblikom repa kod kojeg je horizontalni rep smješten na vrhu vertikalnog repa [17]. Iako „T“ oblik repa ima aerodinamičkih prednosti, u prevućenom letu uzrokuje brojne probleme. Naime, u prevućenom letu „T“ rep ima smanjenu efikasnost jer je, za razliku od zrakoplova sa klasičnim položajem horizontalnog repa, upravo tada u vrtložnoj brazdi, što znači da pilot uzdužnim upravljanjem ne može smanjiti napadni kut. Ova pojava prikazana je slikom 9. Zrakoplov se tada može dovesti u položaj dubokog prevućenog leta, uz naglo propadanje koje nije moguće spriječiti [14].

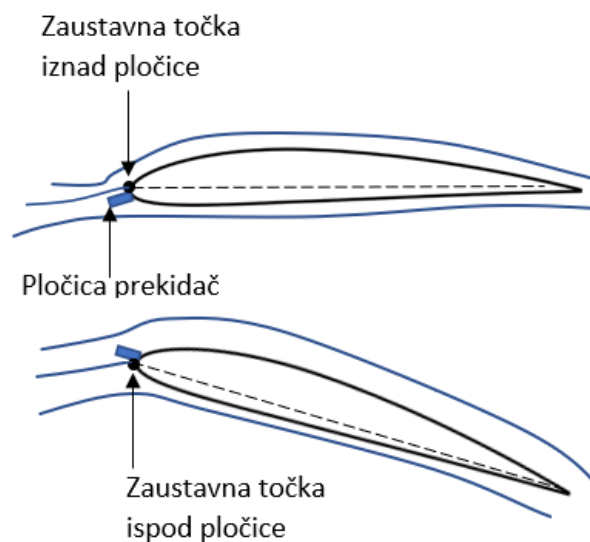


**Slika 9.** Prevućeni let zrakoplova s klasičnim horizontalnim repom u odnosu na zrakoplov s „T“ konfiguracijom repa  
Izvor: [14]

Ako se promotri slika 9, može se primijetiti kako u slučaju (a), kod zrakoplova s klasičnim položajem horizontalnog repa, vrtložna brazda prvo prelazi preko horizontalnog repa. Time se smanjuje njegova efikasnost te zrakoplov uz povećanje napadnog kuta počinje propadati. Zrakoplov dolazi u položaj 2 te se vrtložna brazda izdiže iznad horizontalnog repa što ga dovodi u položaj neporemećene struje zraka gdje pilot može stvoriti potrebnu silu za smanjenje napadnog kuta i izlazak iz prevućenog položaja. U slučaju (b), koji se odnosi na zrakoplove s „T“ konfiguracijom, horizontalne repne površine ostaju u vrtložnoj brazdi zbog čega zrakoplov može doći na još veći napadni kut, a pokušaj pilota da izvadi zrakoplov iz tog položaja može ponovno dovesti horizontalni rep u vrtložnu brazdu, odnosno u položaj 1 čime zrakoplov ostaje zarobljen u prevućenom letu sve do udara o zemlju.



Rane pojave prevučenog leta koje se događaju na strukturi zrakoplova važno je pravovremeno prepoznati jer u suprotnom može doći do neželjenih posljedica. Moderni zrakoplovi opremljeni su uređajima za upozorenje ili sprječavanje prevučenog položaja, posebice jer kod većih zrakoplova nije uvijek moguće preko oscilacija dobiti pravovremeni znak o prevučenom položaju. Oni koji se odnose na pilotsku kabinu detaljnije su objašnjeni u poglavlju 4.3. Što se tiče vanjske strukture zrakoplova, na prednjem rubu aeroprofila nalazi se pločica, koja je postavljena na samom početku tetive, te zauzima određeni mali kut prema njoj, kako prikazuje slika 10. Povećanjem napadnog kuta, zaustavna točka koja se nalazi u polju strujnica iznad pločice se počinje premještati ispod pločice dižući ju prema gore čime se aktivira prekidač te se šalje signal u uređaj za upozorenje o prevučenom letu [14].



**Slika 10.** Rad uređaja za upozorenje prevučenog položaja  
Izvor: [14]

Osim pomoću pločice, upozorenje prevučenog položaja moguće je pomoću senzora napadnog kuta u obliku krilaca i sonde koja se mogu montirati na nosnom dijelu ili na bokovima trupa. Krilca se postavljaju na bokove trupa i vrše rotaciju s promjenom napadnog kuta, dok su sonde fiksne u odnosu na trup te registriraju promjenu napadnog kuta u relativnom strujanju oko njih [14].

### 4.3. Pojave u pilotskoj kabini zrakoplova

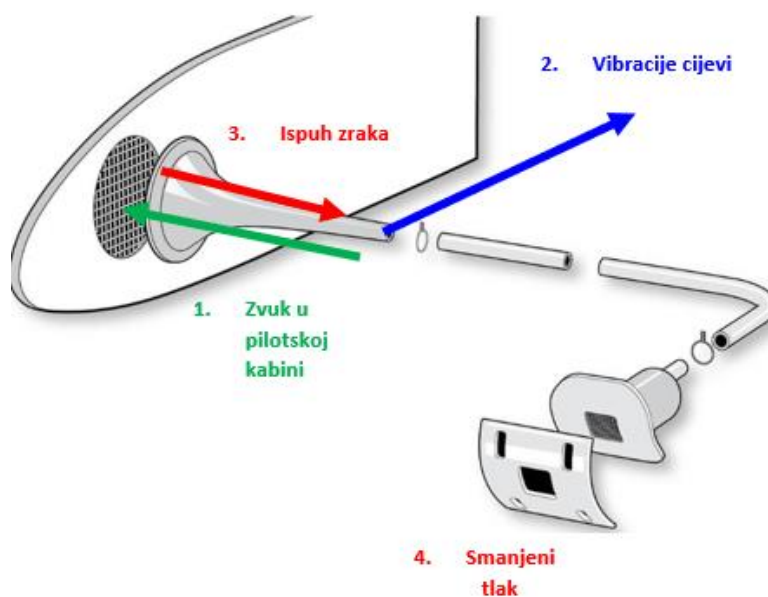
Kao i svi drugi sigurnosni sustavi u zrakoplovu, sustavi upozorenja o prevučenom letu (engl. Stall Warning Systems) i zahtjevi vezani uz njih jasno su propisani međunarodnim zrakoplovnim odredbama, državnim zrakoplovnim regulativama i operativnim priručnicima

proizvođača zrakoplova. Glavna im je zadaća dati pilotu jasnu i pravovremenu audiovizualnu i taktilnu informaciju, ovisno vrsti sustava, kako bi na vrijeme mogao prepoznati prevučeni let te provesti korektivne mjere.

Najčešće korišteni sustavi upozorenja o prevučenom letu u pilotskoj kabini su:

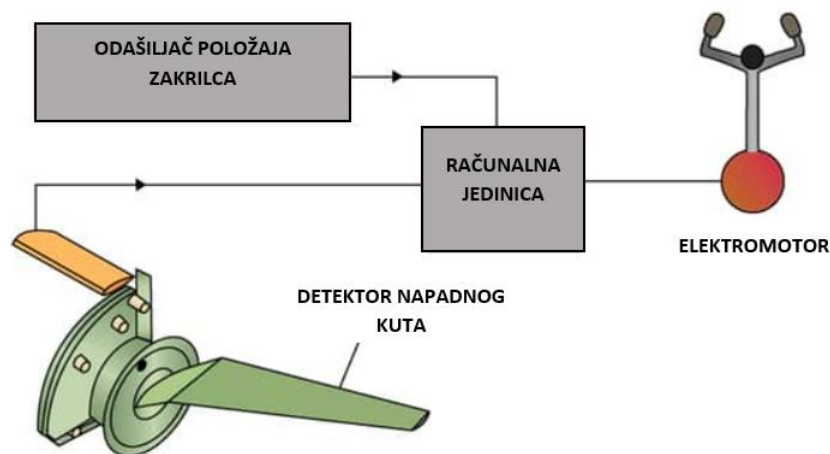
- Zvučni signali
- Tresač upravljača (engl. Stick Shaker)
- Vizualni indikatori napadnog kuta [18]

Zvučni signali u pilotskoj kabini koji upozoravaju pilota o prevučenom položaju zrakoplova nastaju pomoću mehaničkog ili električnog uređaja koji se aktiviraju kada se zrakoplov približi minimalnoj brzini prevučenog leta. Najjednostavniji oblik takvog uređaja je tzv. truba koja pilotu daje nedvojbeno glasno upozorenje o prevučenom letu [18]. Prilikom leta blizu kritičnog napadnog kuta, tlak u blizini napadnog ruba krila je nizak zbog čega dolazi do diferencijalnog tlaka. Taj diferencijalni tlak uzrokuje ispuhivanje zraka kroz sustav detektiranja prevučenog leta, odnosno trubu, čime se stvaraju vibracije unutar cijevi koje kao posljedicu imaju glasan zvuk u pilotskoj kabini [19]. Takav sustav prikazan je slikom 11. Također, ovakav sustav detektiranja prevučenog leta može biti izveden i pomoću električnog prekidača koji će generirati zvukove upozorenja u pilotskoj kabini.



**Slika 11.** Zvučni sustav upozorenja prevučenog položaja  
Izvor: [19]

Tresač upravljača (engl. Stick Shaker) spada u domenu uređaja koji taktilnim putem daju pilotu indicaciju prevučenog leta. To je uređaj koji se sastoji od elektromotora koji ima neuravnoteženu masu pričvršćenu na svom vratilu koji je, kod putničkih zrakoplova, pričvršćen uz svaku uzdužnu komandu. Kada detektor napadnog kuta dođe u položaj napadnog kuta kojem odgovara brzina pri kojoj treba dati upozorenje, putem računala, aktivira elektromotor koji potom trese uzdužnu komandu leta, simulirajući oscilacije (engl. buffeting) [14]. Kombinacija ovog uređaja i zvučnih signala koristi se kada je uključen autopilot jer ruke pilota tada obično nisu na upravljaču. Jednostavni shematski prikaz ovog sustava dan je slikom 12.



**Slika 12.** Shematski prikaz „Stick Shaker“ sustava

Izvor: [20]

Vizualni indikatori napadnog kuta u pilotskoj kabini služe da pilotu daju vizualnu informaciju o količini uzgona koji se generira na krilima u ovisnosti o trenutnoj brzini. Ti indikatori rade na principu mjerenja trenutnog napadnog kuta koji se potom uspoređuje s kritičnim napadnim kutom, a informacija o napadnom kutu dobiva se putem detektora napadnog kuta. Indikatori napadnog kuta mogu biti izvedeni na razne načine – integrirani u zaslon sa ostalim relevantnim podacima, izvedeni kao zaseban uređaj ili pak analogni. Digitalni indikatori rade na principu osvijetljene ljestvice, gdje donji dio svijetli zelenom bojom te indicira ispravan napadni kut, dok je gornji dio crven i znači približavanje prevučenom položaju. Većina ovakvih indikatora praćena je i zvučnim signalima – alarmom ili verbalnom automatiziranom porukom. Kod analognih indikatora, obično kazaljka s otklonom u zelenom području znači ispravan napadni kut, a otklon kazaljke u crveno područje znači približavanje prevučenom položaju [21].

#### 4.4. Izlazak iz prevučenog leta

Budući da je prevučeni let, odnosno slom uzgona, uzrokovan povećanim napadnim kutom, logično je izvesti zaključak da je za izlazak iz prevučenog leta, odnosno sprječavanje sloma uzgona potrebno smanjiti napadni kut. Napadni kut potrebno je smanjiti blagim otklonom upravljača prema naprijed. Na taj način postiže se smanjenje suprotnog gradijenta tlaka. Prejako pomicanje upravljača može uzrokovati negativno opterećenje na krilu koje uzrokuje vremensko zakašnjenje povratka u normalni položaj. Također, potrebno je i dodati snagu motorima kako nebi došlo do gubitka visine [14].

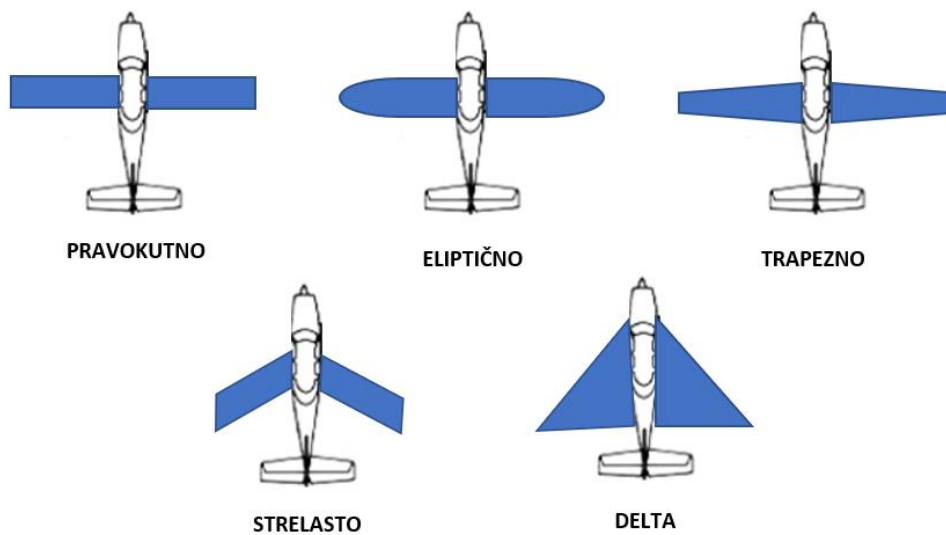
U slučaju kovita, procedura oporavka je nešto drugačija. Primjerice, za razliku od prevučenog leta, kod kovita je potrebno potpuno smanjiti snagu motora. Smanjenje snage motora je potrebno jer strujnice zraka od motora udaraju o horizontalni stabilizator uzrokujući silu koja spušta rep prema dolje, a nos nastoji dići gore. Povrh toga, centar potiska je niži nego centar gravitacije što stvara silu torzije koja još dodatno nastoji podići nos zrakoplova [22]. Potpuno smanjenje snage motora eliminira ove faktore, olakšavajući tako spuštanje nosa i izlazak iz kovita.

Kod dubokog prevučenog leta, kod kojeg zrakoplov praktički ostaje u tom položaju te pilot nema mogućnosti povratka zrakoplova u stanje stabilnog leta, koriste se pojačane preventivne mjere da do prevučenog leta uopće ne dođe. Jedna od takvih preventivnih mjera je tzv. gurač palice (engl. Stick pusher). Gurač palice je uređaj koji je priključen na upravljanje kormilom visine koji fizički gura upravljač prema naprijed kako bi se smanjio napadni kut i samim time spriječio prevučeni let, a aktivira se na određenoj granici prije početka prevučenog leta [14].

## 5. UTJECAJ OBLIKA KRILA NA SLOM UZGONA

### 5.1. Oblici krila

Krila zrakoplova su njegov najvažniji i najteži dio, a predstavljaju glavnu noseću aerodinamičku površinu pomoću koje se generira sila uzgona [23]. S razvojem zrakoplovstva i rastućom potrebom za većim brzinama, većom učinkovitošću i s upotrebom zrakoplova u različite svrhe nastala je potreba za modifikacijom krila kao glavne noseće aerodinamičke površine te su tako nastali razni oblici krila, od kojih su izdvojeni oni osnovni – pravokutno, eliptično, trapezno, strelasto, i delta krilo, a koji su prikazani slikom 13.



**Slika 13.** Oblici krila

Izvor: [24]

Pravokutno krilo nastalo je u samim počecima zrakoplovstva te je kao takvo osnovni i najstariji oblik krila. Iako takvo krilo nije pogodno za upotrebu na modernim komercijalnim zrakoplovima zbog loših aerodinamičkih svojstava, a poglavito velikog otpora, još uvijek se može pronaći u upotrebi. Prvenstveno se upotrebljava na manjim zrakoplovima generalnog zrakoplovstva jer oni lete manjim brzinama pri kojima ovaj oblik krila stvara zadovoljavajući uzgon [24]. Pravokutno krilo kao osnovni oblik krila je najjednostavniji za proizvodnju, a samim time mu je i cijena manja.

Eliptično krilo zaobljeno je na svojim krajevima, odnosno u tlocrtnom pogledu ima eliptičan oblik. Zbog svog oblika smatra se aerodinamčki najpovoljnijim oblikom krila jer je uzgon eliptično raspoređen te se stvara najmanji inducirani otpor. Eliptično krilo konstruira se iz dvije elipse pri čemu jedna služi za napadni rub, a druga za izlazni rub krila [24]. Unatoč svojim dobrim aerodinamičkim svojstvima ovakav oblik krila se danas gotovo i ne proizvodi za moderne zrakoplove, ponajprije zbog komplicirane izrade koja povećava troškove. Primjerice uređaje za povećanje uzgona je lakše ugraditi na krilo sa ravnom nego sa zaobljenom površinom.

Trapezno krilo je krilo koje se, ako promatramo tlocrtni pogled, sužava prema svom vrhu. Nastalo je kao kombinacija eliptičnog i pravokutnog krila. Eliptično krilo, za razliku od pravokutnog, ima dobra aerodinamička svojstva, dok je pravokutno krilo jeftinije za izradu. Trapezno krilo ima i određene aerodinamičke nedostatke koji su detaljnije objašnjeni u podpoglavlju 5.2.

Strelasto krilo može biti izvedeno sa „strijelom“ okrenutom prema naprijed ili prema natrag. Krila koja su izvedena sa „strijelom“ prema naprijed nisu povoljna u pogledu aeroelastičnosti i vibracija pa primjerice kod velikih zrakoplova dolazi do gubitka stabilnosti prije postizanja uzgona. Horizontalni stabilizator postavljen ispod krila može popraviti ovaj problem. Ovaj oblik krila koristi se za letove velikim brzinama, a ponekad i za bolju vidljivost pri vizualnom letenju. Pri letu supersoničnim brzinama formiraju se udarni valovi koji stvaraju uzgon. Vektor brzine zračne struje se prilikom nailaska na strjelasto krilo rastavlja u dvije komponente od kojih je jedna okomita, a druga paralelna s napadnim rubom krila. Paralelna komponenta je manja i izaziva klizanje graničnog sloja prema krajevima krila što se može spriječiti postavljanjem pregrade graničnog sloja [24].

Delta krila, koja su ime dobila jer njihov oblik podsjeća na grčko slovo delta, najčešće se koriste za letove velikim, nadzvučnim brzinama budući da aerodinamičke karakteristike ovakvog krila nisu pogodne za letove manjim brzinama. Konkretno, pri manjim brzinama krilo ima loše značajke zbog osjetljivosti na odvajanje strujnica te lošiju upravljivost prilikom operacija slijetanja. Sprječavanje ranog odvajanja strujnica može se postići koristeći tzv. vortex generatore, odnosno male limene kutnike postavljene pod kutom od  $15-20^\circ$  u odnosu na pravac strujanja. Kao što im i samo ime govori, ovi kutnici generiraju vrtloge (engl. vortex) koji povećavaju kinetičku energiju graničnog sloja sprječavajući na taj način prerano odvajanje strujnica [25].

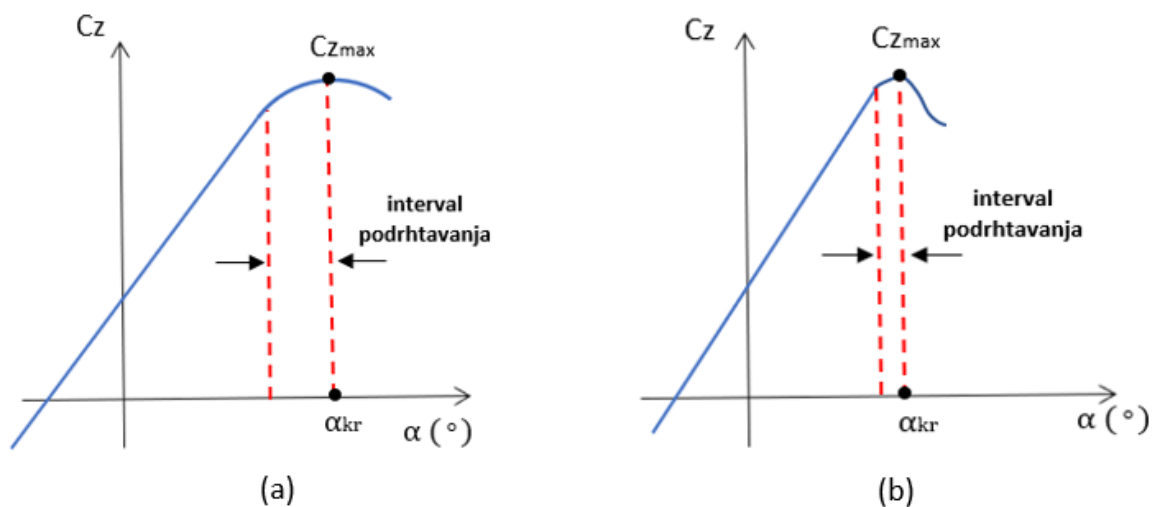
## 5.2. Ovisnost sloma uzgona o obliku krila

Gubitak brzine u prevučenom letu događa se zbog odvajanja strujnica na gornjoj strani krila što za posljedicu ima pad uzgona i naglo povećanje otpora uz gubitak brzine i visine leta. Postoje određene razlike u načinu širenja odvojenog područja na gornjoj konturi krila o čemu u konačnici i ovisi ponašanje zrakoplova u blizini kritičnog napadnog kuta. To ponašanje zrakoplova ovisi o dva faktora:

- 1) Vrsti aeroprofila koji čine krilo
- 2) Obliku krila u tlocrtu i njegovom aerodinamičkom ili geometrijskom uvijanju

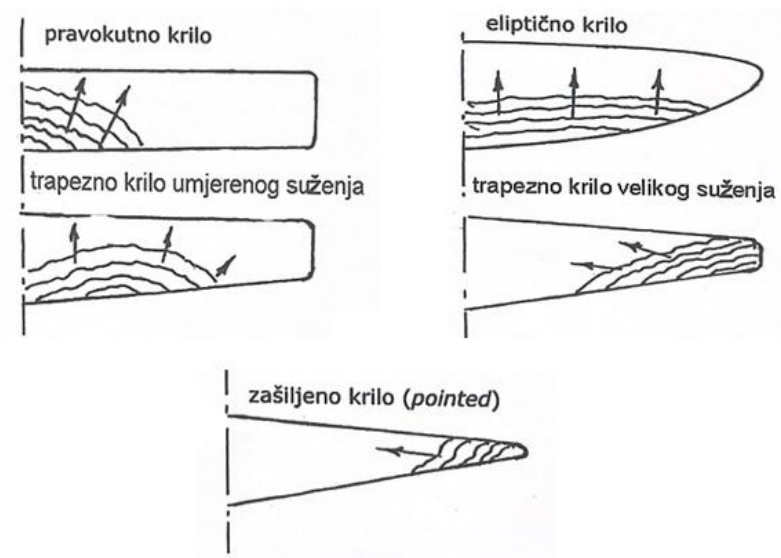
Što se tiče vrste aeroprofila, deblji aeroprofil sa maksimalnom debljinom oko 14% imaju početak odvajanja strujnica blizu zadnjeg ruba aeroprofila. Odvajanje počinje na oko  $\alpha = 10^\circ$  i polagano se pomiče prema naprijed s povećanjem napadnog kuta [14].

Ako se promotri grafikon 7, u slučaju (a) koji predstavlja deblji aeroprofil približavanjem kritičnom napadnom kutu, uzgon se postepeno smanjuje te postoji široki interval upozorenja na približavanje prevučenom letu jer je interval podrhtavanja veći. Također, ako bi došlo do malog prijelaza  $\alpha_{kr}$  to nije popraćeno naglim padom uzgona. Kod primjera (b), koji predstavlja tanki aeroprofil, u slučaju prijelaza  $\alpha_{kr}$  dolazi do naglog pada tj. sloma uzgona.



**Grafikon 7.** Usporedba krivulja koeficijenta uzgona debelog i tankog aeroprofila  
Izvor: [14]

U pogledu tlocrtnog oblika krila, svako krilo, ovisno o obliku ima drugačije aerodinamičke karakteristike. Ako se promatra odvajanje strujnica, to odvajanje se neće pojaviti simultano na svim mjestima po rasponu krila. Svaki presjek krila, konačnog raspona, je pod utjecajem vrtloga na krajevima krila, a taj utjecaj će ovisiti upravo o spomenutom obliku krila u tlocrtu i vitkosti krila [14]. Samim time, svaki oblik krila ima drugačiji utjecaj na slom uzgona. Slika 14 prikazuje primjere nekih oblika krila te različite načine širenja odvojenog područja.



**Slika 14.** Odvajanje strujnica u ovisnosti od oblika krila  
Izvor: [14]

### 5.2.1. Pravokutno krilo

Kod pravokutnog krila, kao što se može vidjeti na slici 14, odvajanje strujnica započinje u korijenu krila i širi se prema kraju. Stoga u samom početku odvajanja krilca nisu zahvaćena te su duže vrijeme u neporemećenoj struji zraka. Iz tog razloga, zrakoplov je u početku odvajanja strujnica poprečno upravljiv. Dakle, smanjenje uzgona javlja se u korjenom dijelu krila, uz trup, gdje i započinje odvajanje. Ostali dio krila za to vrijeme stvara uzgon pa se centar potiska cijelog krila pomiče unazad čime se stvara negativan moment oko težišta što dovodi do blagog „pada na nos“, a što opet smanjuje napadni kut i samim time dolazi do vađenja iz prevučenog položaja [14]. Iz navedenog se može izvesti zaključak kako zrakoplov s pravokutnim oblikom krila pokazuje prirodnu tendenciju vađenja iz prevučenog položaja.



Odvojeno strujanje u korijenu pravokutnog krila izaziva oscilacije koje su prethodno objašnjene u podpoglavlju 4.2., a koje pilota upozoravaju na približavanje prevučenom položaju [14]. Unatoč dobrim karakteristikama u prevučenom letu, pravokutno krilo se ne koristi na velikim putničkim zrakoplovima zbog drugih nepovoljnih karakteristika kao što su aerodinamička efikasnost i otpornost na momente savijanja.

### **5.2.2. Eliptično krilo**

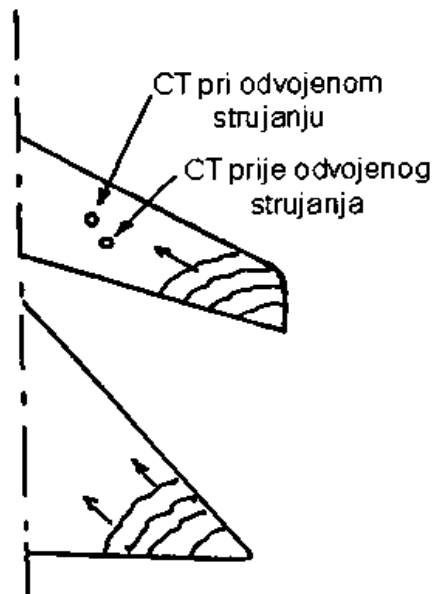
Već je spomenuto kako se eliptično krilo smatra aerodinamički najpovoljnijim te da je uzgon eliptično raspoređen pri čemu se stvara najmanji inducirani otpor. Drugim riječima, distribucija koeficijenta uzgona cijelim rasponom krila je jednaka [26]. Također, eliptično krilo je jedino koje ima konstantnu vrijednost kuta povijanja duž raspona [14]. Zbog svoje pravilne distribucije koeficijenta uzgona, odvajanje strujnica trebalo bi nastupiti istovremeno cijelim rasponom krila. Ako se u obzir uzme Reynoldsov broj, čije povećanje znači i povećanje svih karakteristika aeroprofila, uključujući koeficijent uzgona i kritični napadni kut, situacija u praksi postaje drugačija. Naime, Reynoldsov broj se smanjuje prema krajevima krila, što znači da se i karakteristike aeroprofila, odnosno samog krila, umanjuju na isti način. Upravo zbog toga je moguće da se odvajanje strujnica počne događati u području krilaca što otežava upravljivost zrakoplovom u slučaju prevučenog leta. Najveća je opasnost u konfiguraciji za slijetanje, pri čemu se lokalni maksimum koeficijenta uzgona dostiže izvan područja zakrilca, nakon čega slijedi opadanje uz povećanje otpora čime se stvara struja poremećenog zraka što znatno smanjuje učinkovitost zakrilca [26].

### **5.2.3. Trapezno krilo**

Trapezno krilo sužava se od korijena prema svojim krajevima, a to suženje može varirati ovisno o vrsti i namjeni trapeznog krila. Krila koja imaju veće suženje imaju i manji inducirani otpor. U kontekstu prevučenog leta i sloma uzgona, trapezna krila s većim suženjem imaju znatni nedostatak u pogledu pojave lokalnog maksimuma koeficijenta uzgona blizu kraja krila, što znači da smanjenje uzgona nije simetrično duž cijelog krila [27]. Pritom se krilca nalaze u odvojenom području i podrhtavaju što daje znak pilotu, ali nisu efikasna i ne mogu spriječiti pojavu pada na krilo. Pri velikom napadnom kutu, pad na krilo može dovesti do kovita. Budući da trapezno krilo ima dobre aerodinamičke karakteristike te je i najčešće u upotrebi, potrebne su dodatne mjere kako bi se postigle bolje karakteristike u prevučenom letu. Takve mjere su npr. aerodinamičko i geometrijsko vitoperenje krila zahvaljujući kojima će odvajanje strujnica početi na korijenu krila, već ranije objašnjeni generatori vrtloga te ugradnja slotova koji zračnu struju tj. njegovu kinetičku energiju usmjeravaju ka graničnom sloju sprječavajući njegovu odvajanje [14].

#### 5.2.4. Strelasto i delta krilo

Kod stelastog i delta krila odvajanje strujnica započinje na krajevima, te se širi prema korijenu krila kako pokazuje slika 15. Na ovakvim oblicima krila tetiva na krajevima je mala, a kod delta krila je praktički točka. Upravo iz tog razloga krajevi krila ne mogu zadržati slobodni vrtlog već se on pomiče prema unutrašnjosti krila. To za posljedicu ima izraženo povećanje napadnog kuta krila za postizanje maksimalnog koeficijenta uzgona. Ova pojava posebno je izražena na delta krilu [14].



**Slika 15.** Odvajanje strujnica na strelastom i delta krilu  
Izvor: [14]

Na slici 15, također se vidi pomicanje centra tlaka (CT) prema naprijed pri odvojenom strujanju što za posljedicu može imati naglo podizanje nosa zrakoplova (engl. Pitch-up). Ta pojava može biti posebno opasna osobina zrakoplova sa strelastim krilom. Iz tog razloga se koriste uređaji za poboljšanje karakteristika prevučenog leta kod strelastih krila, kao što su usmjerivači graničnog sloja u obliku tankih pregrada koje se najčešće protežu po cijeloj duljini aeroprofila te vortilioni tj. tanke metalne pregrade, znatno manje od onih koje se protežu cijelom tetivom krila, smještene na donjoj konturi krila [14]. Kod strelastog krila, do sloma uzgona dolazi pri napadnom kutu od oko  $40^\circ$ , dok je kod delta krila taj kut  $45^\circ$  [27].

## 6. ZAKLJUČAK

Aeroprofil krila, predstavlja krilo beskonačnog raspona  $b$ , odnosno poprečni presjek krila koji se dobije kad se krilo presječe zamišljenom ravninom paralelnom s pravcem gibanja, a potrebno ga je definirati za analizu pojave prevučenog leta. Aeroprofil karakterizira nekoliko važnih geometrijskih osobina: srednja linija profila, odnosno središnjica čiji spoj krajnjih točaka čini tetivu, najveća relativna debljina profila ( $t_{\max}/l$ ), položaj najveće relativne debljine aeroprofila ( $x_t/l$ ), zakrivljenost aeroprofila, najveća relativna krivina profila ( $f_{\max}/l$ ) te položaj najveće relativne krivine profila ( $x_f/l$ ).

Pri uravnoteženom letu na zrakoplov, odnosno na aeroprofil, djeluju četiri osnovne sile: sila uzgona, sila potiska, sila otpora i težina. Promjena iznosa ili smjera tih sila mijenja i njihovo međudjelovanje čime dolazi do različitih aerodinamičkih pojava i promjene ponašanja samog zrakoplova.

Pri povećanju napadnog kuta zrakoplova tj. kuta kojeg zatvara pravac nailazećih, neporemećenih strujnica i tetive aeroprofila, strujnice zraka teže prate zakrivljenost aeroprofila te u određenom trenutku dolazi do pojave odvajanja strujnica i turbulentnog strujanja čime se povećava otpor i smanjuje uzgon. Uzgon će jedno vrijeme rasti s povećanjem napadnog kuta, gotovo linearno, sve dok ne dođe do pojave odvajanja strujnica kada će se linearni rast smanjivati sve do točke maksimalnog koeficijenta uzgona koji predstavlja i točku kritičnog napadnog kuta. U toj točki se događa pojava sloma uzgona što uzrokuje propadanje zrakoplova. Također s povećanjem napadnog kuta raste i sila otpora, poglavito zbog veće površine koja je izložena strujnicama zraka.

Let pri kojemu sila uzgona više ne raste s povećanjem napadnog kuta naziva se prevučeni let. Takav let prate određene aerodinamičke pojave na samoj strukturi zrakoplova, a i u pilotskoj kabini čime se pilotu daje do znanja da se zrakoplov nalazi u prevučenom položaju koji može dovesti do ozbiljnih posljedica. Pojave na strukturi zrakoplova uključuju oscilacije nastale uslijed udaranja odvojenih strujnica o repne površine koje preko kormila visine prenose podrhtavanje na upravljač uzdužne komande leta, što uzrokuje smanjenu efikasnost te otežanu upravljivost zrakoplovom, a samim time i veću nestabilnost i jedne su od prvih znakova prevučenog leta. U pilotskoj kabini pilot dobiva taktilnu, zvučnu ili vizualnu informaciju o prevučenom položaju, a najčešće i kombinaciju, ovisno o vrsti zrakoplova. Pri tom se koriste uređaji poput tresaća upravljača, zvučne sirene i vizualnog indikatora napadnog kuta.

Najozbiljnije pojava pri prevučenom letu jesu duboki prevučeni let i kovit. Kod dubokog prevučenog leta repne površine imaju smanjenu efikasnost jer se upravo tada nalaze u vrtložnoj brazdi te dolazi do propadanja koje nije moguće spriječiti. Kovit je spuštanje aviona po spirali s istovremenim okretanjem oko težišta u odnosu na os aviona. Može biti strmi i blagi, a posebno je opasan pri manjim visinama jer pilot nema vremena provesti potrebne procedure za izvlačenje zrakoplova iz kovita. Izlazak iz klasičnog prevučenog leta vrši se smanjenjem napadnog kuta uz dodavanje gasa motorima dok je kod kovita potrebno potpuno smanjiti snagu motora kako bi se spriječilo udaranje strujnica o repne površine i dovelo sile u ravnotežu.

Postoje određene razlike u načinu širenja odvojenog područja na gornjoj konturi krila o čemu u konačnici i ovisi ponašanje zrakoplova u blizini kritičnog napadnog kuta. To ponašanje zrakoplova ovisi o vrsti aeroprofila koji čini krilo i obliku krila u tlocrtu. Najbolje karakteristike pri prevučenom letu pokazuju krila pravokutnog oblika koja zbog svog oblika pokazuju prirodnu tendenciju vađenja iz prevučenog leta. Ostali oblici krila pokazuju nešto lošije karakteristike stoga je potrebno koristiti dodatne uređaje za poboljšavanje tih karakteristika kao što su generatori vrtloga, usmjerivači graničnog sloja, vortilioni, itd.

Zaključno, prevučeni položaj odnosno prevučeni let opasno je stanje koje može dovesti do pada zrakoplova. Pojave pri prevučenom letu, bilo na strukturi zrakoplova ili u pilotskoj kabini jasne su i nedvojbene te se rijetko kad pojavljuju samostalno. Najčešće se događa kombinacija svih pojava, ovisno o vrsti zrakoplova. Važno ih je pravovremeno prepoznati i ispravno reagirati jer takav let može dovesti do ozbiljnih posljedica, a posebice na manjim visinama leta.

## LITERATURA

- [1] Tehnički leksikon (2007), mrežno izdanje. *Aeroprofil*. Preuzeto s: <https://tehnicki.lzmk.hr/clanak/aeroprofil> [Pristupljeno: 17. travnja 2024.]
- [2] Researchgate. *Aerodynamic evaluation of racing wings of a formula car*. Preuzeto s: [https://www.researchgate.net/figure/Cross-section-of-the-airfoil-2D-shown-on-the-wing-4\\_fig11\\_290964900](https://www.researchgate.net/figure/Cross-section-of-the-airfoil-2D-shown-on-the-wing-4_fig11_290964900) [Pristupljeno: 17. travnja 2024.]
- [3] Vidović A. *Osnove teorije aeroprofila*. [Prezentacija] Osnove tehnike zračnog prometa. Fakultet prometnih znanosti Sveučilišta u Zagrebu. 30. studenog 2023.
- [4] Embry Riddle Aeronautical University. *Airfoil Geometries*. Preuzeto s: <https://eaglepubs.er.au.edu/introductiontoaerospaceflightvehicles/chapter/airfoil-geometries/> [Pristupljeno: 17. travnja 2024.]
- [5] AviationKnowledge. *The four forces acting on an aircraft*. Preuzeto s: <https://eaglepubs.er.au.edu/introductiontoaerospaceflightvehicles/chapter/airfoil-geometries/> [Pristupljeno: 17. travnja 2024.]
- [6] StudySmarter. *Flow Separation*. Preuzeto s: <https://www.studysmarter.co.uk/explanations/engineering/engineering-fluid-mechanics/flow-separation/> [Pristupljeno: 25. travnja 2024.]
- [7] AviationSafetyMagazine. *Separation Anxiety*. Preuzeto s: <https://www.aviationsafetymagazine.com/features/separation-anxiety/> [Pristupljeno: 25. travnja 2024.]
- [8] Tehnički leksikon (2007), mrežno izdanje. *Reynoldsova značajka*. Preuzeto s: <https://tehnicki.lzmk.hr/clanak/reynoldsova-znacajka> [Pristupljeno: 25. travnja 2024.]
- [9] Tehnički leksikon (2007), mrežno izdanje. *Aerodinamički koeficijenti*. Preuzeto s: <https://tehnicki.lzmk.hr/clanak/aerodinamicki-koeficijenti> [Pristupljeno: 29. travnja 2024.]
- [10] Franjković D., Krajček K. *Teorija leta I*. Fakultet prometnih znanosti Sveučilišta u Zagrebu; n.d.
- [11] Matanović B. *Uređaji za povećanje uzgona*. Završni rad. Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti; 2018. Preuzeto s: <https://repozitorij.fpz.unizg.hr/islandora/object/fpz%3A1142/datastream/PDF/view> [Pristupljeno: 29. travnja 2024.]
- [12] Di Giorgio B., *Aerodinamika*. Zrakoplovna tehnička škola Rudolfa Fizira Velika Gorica; n.d.
- [13] Vojvodić. L., *Analiza alternativnih načina povećanja uzgona na krilu aviona*. Završni rad. Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti; 2021. Preuzeto s: <https://repozitorij.fpz.unizg.hr/islandora/object/fpz%3A2367/datastream/PDF/view> [Pristupljeno: 07. svibnja 2024.]
- [14] Rendulić Z. *Aerodinamika i mehanika leta*. Tuhelj: Jet Manga; 2006.

- [15] AviationFile. *Understanding stall speed*. Preuzeto s: <https://www.aviationfile.com/what-is-stall-speed/> [Pristupljeno: 27. srpnja 2024.]
- [16] Hwang C. *Transonic Buffet Behaviour of Northop F-5A Aircraft*. Advisory Group for Aerospace Research and Development. Report number: 624, 1974
- [17] Space Safety Magazine. *What is a stall?* Preuzeto s: <https://www.spacesafetymagazine.com/aerospace-engineering/spacecraft-design/what-is-a-stall/> [Pristupljeno: 28. srpnja 2024.]
- [18] Skybrary. *Stall Warning Systems*. Preuzeto s: <https://skybrary.aero/articles/stall-warning-systems> [Pristupljeno: 28. srpnja 2024.]
- [19] Aircraft Owners and Pilots Association. *How it works: Stall Horn*. Preuzeto s: <https://www.aopa.org/news-and-media/all-news/2016/december/flight-training-magazine/how-it-works-stall-horn> [Pristupljeno: 28. srpnja 2024.]
- [20] Aeropeep. *What is a stick shaker on an aircraft?* Preuzeto s: <https://aeropeep.com/what-is-a-stick-shaker-on-an-aircraft/> [Pristupljeno: 28. srpnja 2024.]
- [21] Federal Aviation Administration. *Angle of Attack (AoA) Awareness Video*. [Video] 2022. Preuzeto s: <https://www.youtube.com/watch?v=lnm4dJf8SU> [Pristupljeno: 28. srpnja 2024.]
- [22] Boldmethod. *The 4 steps of spin recovery explained*. Preuzeto s: <https://www.boldmethod.com/learn-to-fly/maneuvers/the-four-steps-of-spin-recovery-explanation-pare-recovery/> [Pristupljeno: 28. srpnja 2024.]
- [24] Oršulić E. *Utjecaj aeroprofila i oblika krila na aerodinamička svojstva zrakoplova*. Završni rad. Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti; 2017. Preuzeto s: <https://repozitorij.fpz.unizg.hr/islandora/object/fpz%3A797/datastream/PDF/view> [Pristupljeno: 29. srpnja 2024.]
- [25] Grbić M. *Morfoza krila zrakoplova*. Završni rad. Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti; 2017. Preuzeto s: <https://repozitorij.fpz.unizg.hr/islandora/object/fpz%3A973/datastream/PDF/view> [Pristupljeno: 30. srpnja 2024.]
- [26] Ellipse. *Problems of elliptical wing design and practical implementation on the ellipse ultralight aircraft*. Preuzeto s: <https://www.ellipse.aero/n/problems-elliptical-wing-design-and-practical-implementation-ellipse-ultralight-aircraft> [Pristupljeno: 30. srpnja 2024.]
- [27] Draz A, El Saadany H, Awad M, El Awady W. Investigation of Air Flow over Delta and Cranked arrow Delta wings. *Mansoura Engineering Journal*. 2020; 45 (2). Preuzeto s: <https://mej.researchcommons.org/home/vol45/iss2/7/> [Pristupljeno: 30. srpnja 2024.]

## POPIS SLIKA

Slika 1. Poprečni presjek krila zrakoplova.....	3
Slika 2. Geometrijske karakteristike aeroprofila.....	4
Slika 3. Sile u uravnoteženom letu zrakoplova.....	5
Slika 4. Prikaz geometrijskog i aerodinamičkog napadnog kuta.....	6
Slika 5. Gradijent brzine u laminarnom i turbulentnom graničnom sloju.....	7
Slika 6 Utjecaj promjene napadnog kuta na odvajanje strujnica.....	8
Slika 7. Vrste zakrilca.....	15
Slika 8. Kovit.....	18
Slika 9. Prevučeni let zrakoplova s klasičnim horizontalnim repom u odnosu na zrakoplov s „T“ konfiguracijom repa.....	19
Slika 10. Rad uređaja za upozorenje prevučenog položaja.....	20
Slika 11. Zvučni sustav upozorenja prevučenog položaja.....	21
Slika 12. Shematski prikaz „Stick Shaker“ sustava.....	22
Slika 13. Oblici krila.....	24
Slika 14. Odvajanje strujnica u ovisnosti od oblika krila.....	27
Slika 15. Odvajanje strujnica na strelastom i delta krilu.....	29

## POPIS GRAFIKONA

Grafikon 1. Ovisnost koeficijenta uzgona o napadnom kutu.....	9
Grafikon 2. Ovisnost koeficijenta otpora o napadnom kutu.....	10
Grafikon 3. Odnos aerodinamičke finese o napadnom kutu.....	11
Grafikon 4. Polarni dijagram.....	12
Grafikon 5. Odnos koeficijenta uzgona o napadnom kutu kod krila s aktiviranim pretkrilcem..	14
Grafikon 6. Odnos koeficijenta uzgona o napadnom kutu s područjem odstupanja od linearnog rasta.....	16
Grafikon 7. Usporedba krivulja koeficijenta uzgona debelog i tankog aeroprofila.....	26



Sveučilište u Zagrebu  
Fakultet prometnih znanosti  
Vukelićeva 4, 10000 Zagreb

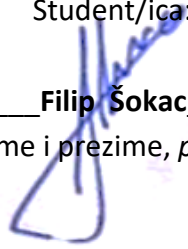
## IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOSTI

Izjavljujem i svojim potpisom potvrđujem da je \_\_\_\_\_ završni rad \_\_\_\_\_  
(vrsta rada)

isključivo rezultat mogega vlastitog rada koji se temelji na mojim istraživanjima i oslanja se na objavljenu literaturu, a što pokazuju upotrijebljene bilješke i bibliografija. Izjavljujem da nijedan dio rada nije napisan na nedopušten način, odnosno da je prepisan iz necitiranog rada te da nijedan dio rada ne krši bilo čija autorska prava. Izjavljujem, također, da 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 \_\_\_\_\_ **Pojave pri prevučenom letu zrakoplova** \_\_\_\_\_, u Nacionalni repozitorij završnih i diplomskih radova ZIR.

U Zagrebu, 02.09.2024.

Student/ica:  
  
\_\_\_\_ **Filip Šokac** \_\_\_\_\_  
(ime i prezime, potpis)