

Izračun učinaka blizine tla pri uzlijetanju i slijetanju aviona

Stipičević, Matko

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://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:119:115521>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2025-03-14**



Repository / Repozitorij:

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



Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti

ZAVRŠNI RAD

**IZRAČUN UČINAKA BLIZINE TLA
PRI UZLIJETANJU I SLIJETANJU AVIONA
CALCULATION OF THE GROUND EFFECT
DURING TAKE-OFF AND LANDING OF AN AIRPLANE**

Mentor: mr. sc. Davor Franjković

Student: Matko Stipičević
JMBAG: 0135264890

Zagreb, rujan 2024.

Zagreb, 15. svibnja 2024.

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

ZAVRŠNI ZADATAK br. 7581

Pristupnik: **Matko Stipičević (0135264890)**
Studij: **Aeronautika**
Smjer: **Pilot**
Usmjerenje: **Civilni pilot**

Zadatak: **Izračun učinaka blizine tla pri uzlijetanju i slijetanju aviona**

Opis zadatka:

Opisati načelno kako blizina tla (ground effect) utječe na ponašanje i performanse zrakoplova. Usporediti s letom zrakoplova u slobodnoj atmosferi na većim visinama. Kakve promjene se događaju prilikom ulaska ili izlaska zrakoplova iz područja utjecaja blizine tla?

Pokazati relevantne proračune koji kvantificiraju učinke blizine tla na performanse zrakoplova. Objasniti geometrijske i aerodinamičke karakteristike zrakoplova o kojima zavisi učinak blizine tla. Napraviti odgovarajuće proračune, rezultate prikazati tablično i grafički, te komentirati.

Provjeriti i analizirati postoje li u odgovarajućim bazama zapisi o zrakoplovnim nesrećama koje su povezane s učinkom blizine tla.

Objasniti postupanje pilota pri ulasku ili izlasku iz područja utjecaja blizine tla.

Izvesti i napisati zaključke.

Mentor:

mr. sc. Davor Franjković, v. pred.

Predsjednik povjerenstva za
završni ispit:

SAŽETAK

Unutar učinka blizine tla, za razliku od leta u slobodnoj struji zraka na velikim visinama, avionu se smanjuje inducirani otpor te se pritom poboljšavaju aerodinamičke sposobnosti krila. Krilo tada stvara veći uzgon i omogućuje avionu da održava svoju visinu pri brzinama manjim od onih koje su potrebne izvan učinka blizine tla. Učinak se osjeća dok se avion kreće na tlu te u letu na visinama do otprilike polovine raspona krila aviona. Taj učinak može se matematički opisati jednadžbom, odnosno faktorom ϕ , koja za parametre uzima visinu krila iznad tla i raspon krila aviona. Cilj ovog rada bio je tom jednadžbom izračunati i usporediti faktore ϕ za tri aviona te budući da učinak blizine tla ovisi o dva navedena parametra, izračunati i ovisnost faktora ϕ o njima. Odrediti granice učinka te opisati postupke pilota i moguće opasnosti tijekom prolaska kroz te granice tijekom uzlijetanja i slijetanja. Na kraju rada navedena je i zrakoplovna nesreća povezana s učinkom blizine tla kako bi se pokazala opasnost zanemarivanja ovog učinka.

KLJUČNE RIJEČI: učinak blizine tla; faktor ϕ ; inducirani otpor; uzgon; kritični napadni kut

SUMMARY

Within the ground effect, as opposed to flying in a free stream of air at high altitudes, the induced drag of the airplane is reduced and the aerodynamic capabilities of the wings are improved. The wing then creates more lift and allows the airplane to maintain its altitude at speeds lower than those required outside the ground effect. The effect is felt while the plane moves on the ground and in flight at altitudes up to approximately half of the airplane's wingspan. This effect can be mathematically described by an equation, i.e., the factor ϕ , that takes as parameters the height of the wing above ground and wingspan of the airplane. The aim of this paper was to use this equation to calculate and compare the factors ϕ for three airplanes and, since the ground effect depends on the two mentioned parameters, to calculate the dependence of the factor ϕ on them. Determine the effect's limits and describe the pilots' actions and possible dangers while passing through these limits while taking-off and landing. At the end of the paper, an airplane accident related to the ground effect is mentioned to demonstrate the danger of neglecting this effect.

KEYWORDS: ground effect; factor ϕ ; induced drag; lift; critical angle of attack

SADRŽAJ

1. UVOD.....	1
2. UKUPNI OTPOR ZRAKOPLOVA	2
2.1. Parazitni otpor	2
2.2. Inducirani otpor	3
3. UČINAK BLIZINE TLA.....	6
3.1. Princip djelovanja	6
3.2. Utjecaj na kritični napadni kut zrakoplova	7
3.3. Ovisnost geometrijskih karakteristika zrakoplova na učinak blizine tla.....	9
4. IZRAČUN FAKTORA ϕ	11
4.1. Faktor ϕ kod malih aviona.....	11
4.1.1. Cessna 172.....	11
4.1.2. Diamond Katana	13
4.2. Faktor ϕ kod velikih aviona	15
4.3. Faktor ϕ kod promjenjivog raspona krila	18
5. ANALIZA REZULTATA IZRAČUNA	23
5.1. Utjecaj visine krila na avione	23
5.2. Utjecaj raspona krila na avione	23
5.3. Granice učinka blizine tla i utjecaj na pilotiranje.....	24
6. PRIMJER ZRAKOPLOVNE NESREĆE POVEZANE S UČINKOM BLIZINE TLA	27
7. ZAKLJUČAK	29
LITERATURA.....	30
POPIS SLIKA	32
POPIS GRAFOVA	32
POPIS TABLICA.....	33

1. UVOD

Na avion djeluje više vrsta otpora, a jedna od njih je inducirani otpor koji nastaje zbog postojanja uzgona. Inducirani otpor moguće je u određenim fazama leta privremeno umanjiti ne koristeći primarne ili sekundarne kontrolne površine aviona. Umanjenje se događa zbog učinka blizine tla koji se dešava kada se avion kreće na tlu i kada leti na malim visinama. Kvantifikacija tog učinka moguća je putem faktora ϕ koji predstavlja faktor umanjivanja inducirano otpora.

Cilj završnog rada jest izračunati vrijednosti faktora ϕ za pojedine avione na različitim udaljenostima od tla i usporediti ih, usporediti učinak blizine tla pri uzlijetanju i slijetanju aviona te utvrditi i opisati ovisnosti učinka blizine tla o raznim parametrima. Naslov završnog rada jest: Izračun učinaka blizine tla pri uzlijetanju i slijetanju aviona. Rad je podijeljen u sedam cjelina:

1. Uvod
2. Ukupni otpor zrakoplova
3. Učinak blizine tla
4. Izračun faktora ϕ
5. Analiza rezultata izračuna
6. Primjer zrakoplovne nesreće povezane s učinkom blizine tla
7. Zaključak.

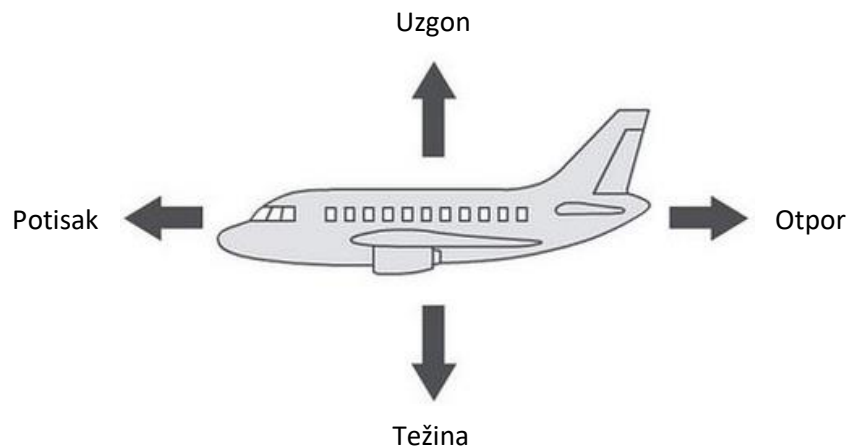
Drugo i treće poglavlje teorijska su poglavlja u kojima je razrađena pozadina učinka blizine tla. U drugom poglavlju dana je podjela zrakoplovnog otpora te je opisan način na koji svaki od tih otpora nastaje. Treće poglavlje odrađuje princip djelovanja učinka blizine tla s jednadžbom koja se koristi u daljnjim izračunima. Opisan je utjecaj učinka na kritični napadni kut te geometrijske karakteristike aviona o kojima ovisi učinak blizine tla.

Četvrto poglavlje obuhvaća konkretan izračun faktora ϕ za avione Cessna C172, Diamond DV20 Katana i Airbus A220-300 te njegovu ovisnost o parametrima kao što su visina krila i raspon krila. Sve ovisnosti prikazane su tablično i grafički. Detaljnija analiza tih rezultata i dobivenih ovisnosti, određivanje granica učinka te tumačenje posljedica na tehnike pilotiranja tijekom uzlijetanja i slijetanja dani su u petom poglavlju rada.

U šestom poglavlju obrađena je zrakoplovna nesreća aviona Gulfstream G650 iz 2011. s opisom svojih okolnosti, uzroka i posljedica. Nesreća je usko povezana s učinkom blizine tla te je iz nje proizašla jača svjesnost o važnosti tog učinka.

2. UKUPNI OTPOR ZRAKOPLOVA

Sila na zrakoplov suprotna potisku u horizontalnoj ravnini, kao što je vidljivo iz slike 1, naziva se otpor te se ona protivi kretanju zrakoplova i uvijek je paralelna slobodnom strujanju zraka. Dijeli se na dvije glavne vrste koje zajedno čine ukupni otpor zrakoplova, a to su parazitni i inducirani otpor.



Slika 1. Osnovne sile koje djeluju na zrakoplov, [1]

Ukupni otpor zrakoplova računa se prema jednadžbi (1):

$$F_x = \frac{1}{2} \rho v^2 A (C_{x0} + C_{xi}) \quad (1)$$

gdje su:

F_x – ukupni otpor zrakoplova

ρ – gustoća zraka

v – brzina zrakoplova

A – površina krila

C_{x0} – koeficijent parazitnog otpora

C_{xi} – koeficijent induciranog otpora.

2.1. Parazitni otpor

Parazitni otpor još se naziva i otpor nultog uzgona, a njega u najvećem dijelu sačinjavaju sila trenja, sila tlaka i aerodinamička interferencija.

Za silu trenja najviše je zaslužna viskoznost zraka. Uz pomoć viskoznosti zrak se opire prolasku zrakoplova, a sve to događa se u tankom sloju zraka uz površinu zrakoplova zvanom granični sloj. Iznos opiranja uvelike ovisi o parametrima atmosfere kao što su temperatura, tlak i

gustoća, o stlačivosti zraka, Reynoldsovom broju, hrapavosti površine zrakoplova i vrsti strujanja, ovisno o tome je li strujanje laminarno ili turbulentno, [2].

Sila tlaka često se naziva još i otpor oblika te se pojavljuje u negativnom kontekstu pri odvajanju graničnog sloja od površine zrakoplova, primjerice u letu pri velikim napadnim kutovima (engl. *Angle of Attack* – AoA). Oblik aeroprofila općenito omogućuje glatko opstrujavanje zraka te posjeduje točku odvajanja puno bliže zadnjem bridu od ostalih oblika, što ostavlja mali turbulentni trag iza sebe i mali otpor tlaka. Kod velikih brzina, kao što su nadzvučne brzine, javljaju se udarni valovi koji dodatno povećavaju otpor tlaka, [3].

Otpor interferencije nastaje kod spojeva različitih dijelova zrakoplova kao što su krilo i trup ili krilo i gondola motora. Uz takve spojeve nastaju različiti vrtlozi zbog razlike tlakova uz dva dijela zrakoplova koji su posljedica nejednolike brzine strujanja. Vrtlozi odvajaju struju zraka od površine zrakoplova i time sprječavaju jednolično strujanje zraka te ujedno povećavaju otpor, [2], [3].

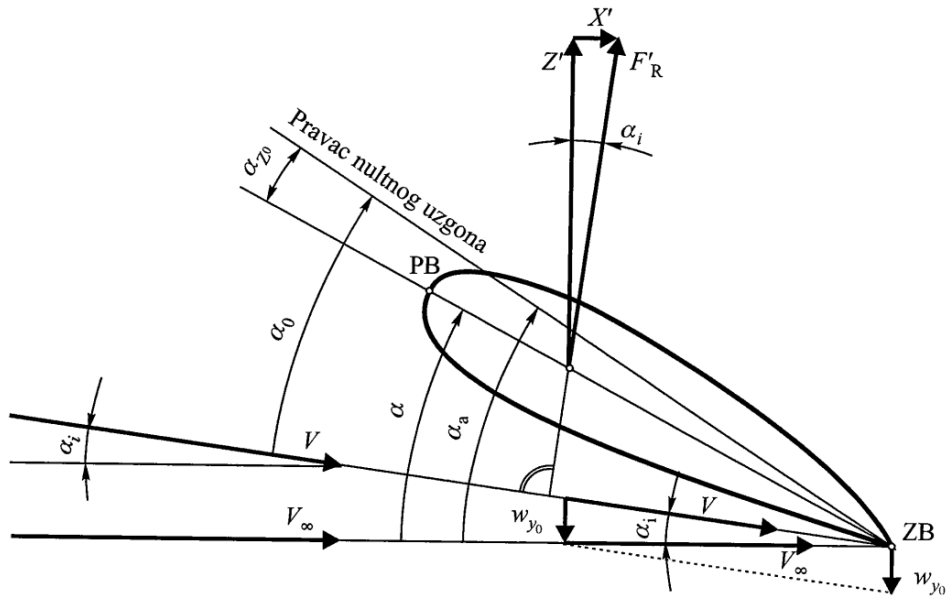
2.2. Inducirani otpor

Inducirani otpor, odnosno otpor zbog uzgona, posljedica je postojanja uzgona po čemu je i nazvan. Prilikom opstrujavanja zraka oko krila zbog zaobljenosti aeroprofila stvara se razlika tlakova između gornjake i donjake. Zbog bržeg strujanja zraka po gornjaci i Bernoullijevog učinka statički tlak se smanjuje, a na donjaci ostaje isti. Činjenica je da se zrak prirodno kreće iz područja visokog tlaka prema području niskog tlaka pri čemu razlika tlakova iznad i ispod krila stvara uzgon prema gore. Međutim, na vrhovima krila nije moguće zadržavati tu razliku tlakova te se stoga zrak s donjake izmiče preko vrhova krila prema gornjaci, dok iza zrakoplova ostavlja vrtloge kao što je prikazano na slici 2, [2].



Slika 2. Prikaz stvaranja vrtloga preko vrhova krila (pogled sprijeda), [4]

Zbog vrtloga iza vrhova krila struja zraka se povija, tj. usmjerava prema dolje za određeni kut koji se naziva inducirani napadni kut, a samim time efektivni napadni kut postaje manji od stvarnog geometrijskog napadnog kuta. Budući da je uzgon uvijek okomit na vektor struje zraka, a ona je usmjerena malo više prema dolje, usmjerenje vektora uzgona pomiče se unatrag te se javljaju dvije njegove komponente, okomita prema gore i vodoravna prema natrag. Potonja komponenta naziva se inducirani otpor i zbraja se s parazitnim otporom da bi se dobio ukupan otpor zrakoplova, [5].



Slika 3. Prikaz relevantnih napadnih kutova, vektora strujanja zraka i aerodinamičkih sila, [5]

Na slici 3 prikazane su fizikalne veličine:

F'_R – rezultatna aerodinamička sila

α – napadni kut

X' – inducirani otpor

α_a – apsolutni napadni kut

Z' – uzgon

α_0 – efektivni napadni kut

V_∞ – vektor slobodne struje zraka

α_i – inducirani napadni kut

V – vektor struje zraka

α_{z0} – napadni kut nultog uzgona.

w_{y0} – okomita komponenta struje zraka

Parazitni otpor dominantan je pri velikim brzinama leta za razliku od inducirano što opisuje slika 4 gdje je jasno vidljiva ovisnost pojedinog otpora o brzini. Inducirani otpor dominantan je pri manjim brzinama prvenstveno u režimima uzlijetanja i slijetanja zrakoplova što je vidljivo iz jednadžbe (2) za uzgon (F_z) gdje je koeficijent uzgona (C_z) obrnuto proporcionalan kvadratu brzine:

$$F_z = \frac{1}{2} \rho v^2 A C_z \quad (2)$$

gdje su:

ρ – gustoća zraka

v – brzina slobodne struje zraka

A – površina krila.

Što je veći koeficijent uzgona to je veći i uzgon i inducirani otpor jer su koeficijent uzgona i induciranog otpora povezani formulom (3):

$$C_{xi} = \frac{C_z^2}{\pi e AR} \quad (3)$$

u kojoj su:

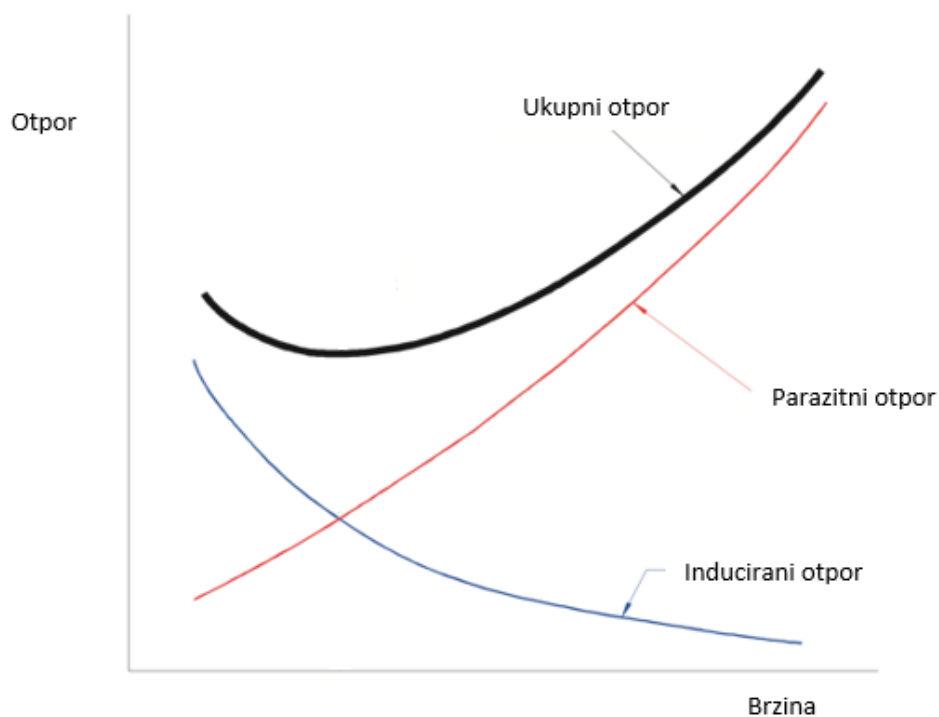
C_{xi} – koeficijent inducirano otpora

C_z – koeficijent uzgona

e – Oswaldov koeficijent

AR – vitkost krila.

Upravo za ovu vrstu otpora bitan je učinak blizine tla koji direktno utječe na njegov iznos.



Slika 4. Ovisnost pojedinih vrsta otpora o brzini zrakoplova, [6]

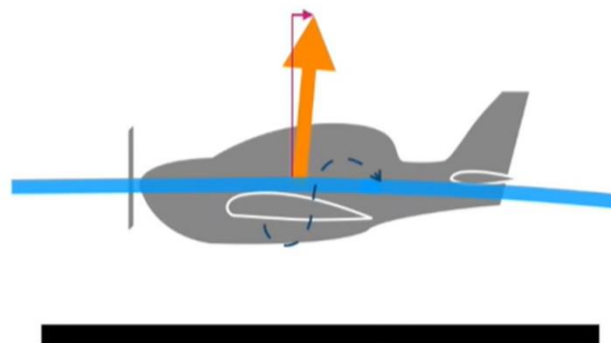
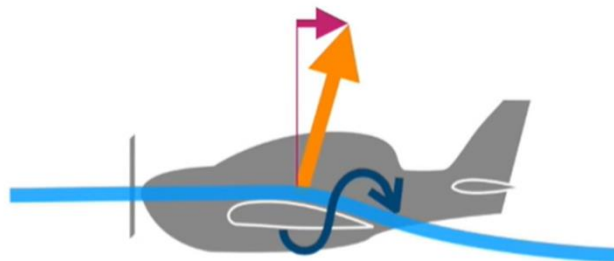
3. UČINAK BLIZINE TLA

Prilikom uzlijetanja i slijetanja zrakoplova zbog učinka blizine tla, koji se još naziva i efekt tla (engl. *Ground Effect*), dolazi do pozitivnih promjena u uzgonu. Njegova promjena posljedica je deformacije strujanja zraka ispod krila. Uzgon se povećava raspadanjem vrtloga koji se stvaraju iza vrhova krila zbog male udaljenosti između krila i tla u tim fazama leta, [7].

Ukupan učinak blizine tla ukratko se opisuje kao stvaranje dodatnog uzgona i smanjenje induciranog otpora ili poboljšanje omjera uzgona i otpora zrakoplova pri konstantnom napadnom kutu. Zrakoplov tada ima sposobnost stvaranja određenog uzgona pri manjoj vrijednosti napadnog kuta nego što bi to bilo potrebno u slobodnoj struji zraka. Zbog ovog fenomena zrakoplov na slijetanju ima tendenciju duljeg „lebdjenja“ iznad tla prije samog dodira s njim, [4], [7], [8].

3.1. Princip djelovanja

Unutar područja učinka blizine tla događa se povećanje uzgona najviše zbog smanjenja induciranog otpora. U slobodnoj struji zraka na određenoj visini vršni vrtlozi se stvaraju iza krila. Kada se zrakoplov nalazi pod učinkom blizine tla vršni vrtlozi imaju puno manje prostora za svoje razvijanje jer su ograničeni tlom. Zato se puno brže raspadnu, odnosno zrak se brže umiri tako što se počne gibati horizontalno u odnosu na krilo. Budući da su vrtlozi mali i imaju kratak životni vijek slabije je povijanje struje zraka iza krila prema dolje te je manji inducirani

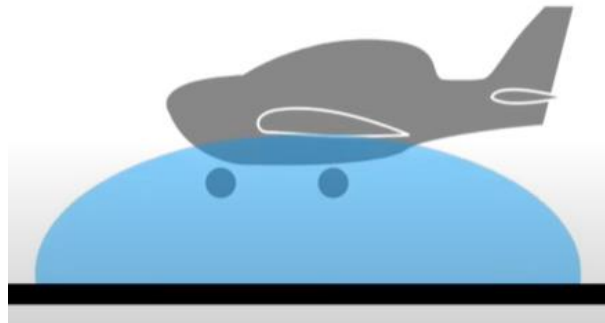


Slika 5. Razlika u uzgonu, induciranom otporu i povijanju zraka kada je avion izvan učinka blizine tla (gore) i u njemu (dolje), [9]

napadni kut. Samim time manje je i smanjenje efektivnog napadnog kuta. Ta razlika u povijanju zraka prikazana je na slici 5.

Zrak koji se kreće prema dolje pod manjim kutom znači i manji nagib vektora uzgona unazad jer je on uvijek okomit na strujanje zraka. Time se dobiva veća okomita komponenta uzgona i poboljšavaju se performanse krila dok god je zrakoplov unutar učinka blizine tla.

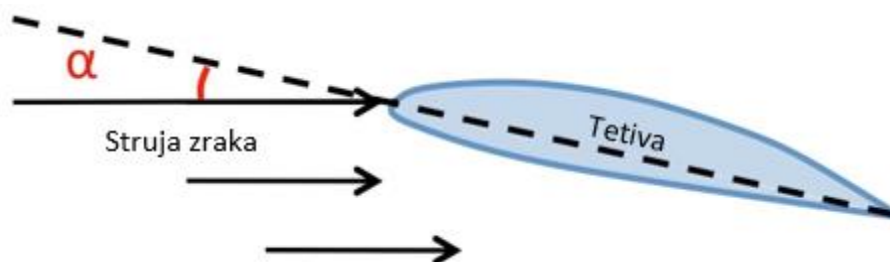
Dodatno objašnjenje principa djelovanja ovog fenomena objašnjava se i na sljedeći način. Zrak, koji bi se inače nakon prolaska oko krila vrtložno povijao prema dolje, unutar učinka blizine tla nema mjesta za takvo što. Zrak se zato zabija u tlo i komprimira zbog malog prostora između krila i tla stvarajući efekt zračnog jastuka (engl. *Cushion Effect*) kao što prikazuje slika 6. Komprimirani zrak ispod zrakoplova trenutno povećava tlak u tom području i djeluje tako da gura zrakoplov prema gore određenim iznosom zbrajajući se na već postojeći uzgon, [7].



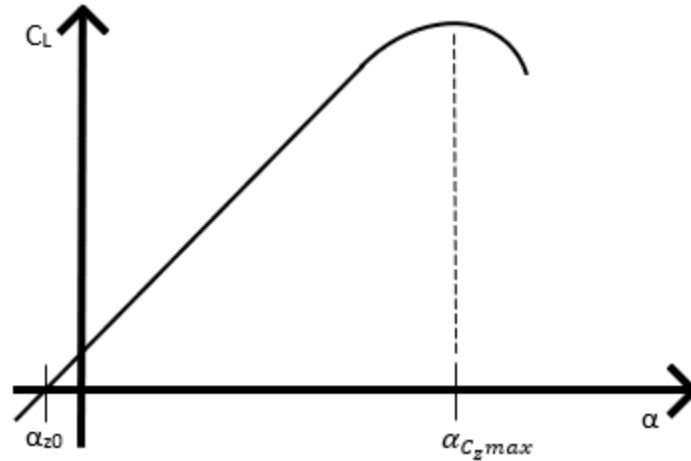
Slika 6. Efekt zračnog jastuka, [9]

3.2. Utjecaj na kritični napadni kut zrakoplova

Napadni kut zrakoplova definira se kao kut između nadolazeće struje zraka i tetive aeroprofila krila što je vidljivo na slici 7. To je kut pod kojim zrak „udara“ u krilo zrakoplova. Koeficijent uzgona ovisi o napadnom kutu kako je prikazano na slici 8 te je vidljivo da on ima svoju maksimalnu vrijednost nakon koje počinje opadati puno strmije nego što je rastao. Kut pri maksimalnom koeficijentu uzgona naziva se kritični napadni kut te ako se on premaši doći će do prevlačenja zrakoplova tj. gubitka uzgona i zrakoplov neće moći održavati svoju visinu već će početi padati, [10].

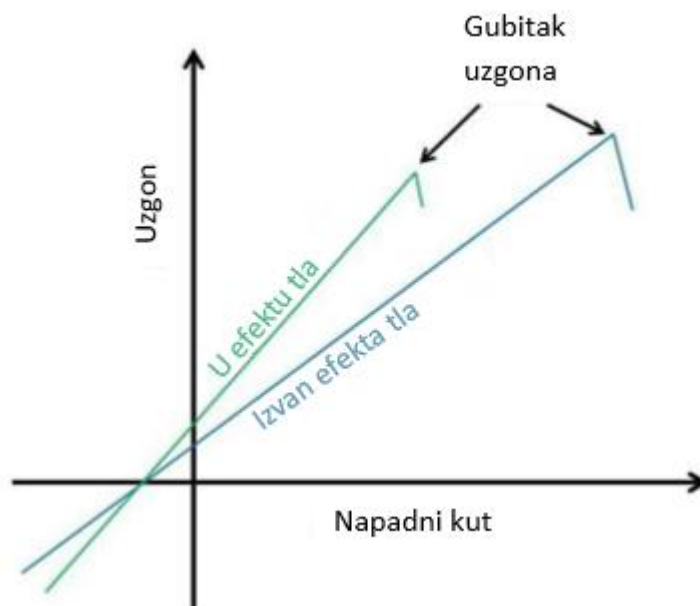


Slika 7. Napadni kut, [10]



Slika 8. Ovisnost koeficijenta uzgona o napadnom kutu

Zrakoplov pod učinkom blizine tla zbog smanjenog povijanja zraka iza krila efektivno leti pod većim napadnim kutom. Samim time ostvarit će veći uzgon, ali također ako se nos zrakoplova nastavi dizati prije će se dosegnuti maksimalna vrijednost uzgona odnosno kritični napadni kut nego u slobodnoj struji zraka. Ova povezanost od izuzetne je važnosti za sve pilote jer može uvelike utjecati na sigurnost operacije prilikom leta uz tlo. Jedna nesreća povezana s manjkom pažnje posvećenom računanju učinka blizine tla i kritičnog napadnog kuta bit će objašnjena kasnije u tekstu. Utjecaj na kritični napadni kut prikazan je na slici 9 iz koje je vidljivo njegovo smanjenje ali i smanjenje iznosa maksimalnog koeficijenta uzgona što je posljedica činjenice da se on unutar učinka blizine tla dostiže prije, [7], [11].



Slika 9. Učinak blizine tla na kritični napadni kut, [11]

*

Ovisnost kritičnog napadnog kuta ($\alpha_{C_{z\ max}}$) o učinku blizine tla prema [12] izmjerena je na zrakoplovu sa strelastim krilima prema natrag pod kutom od 42° . U tablici 1 su dana mjerenja za iznos kritičnog napadnog kuta i vrijednost koeficijenta uzgona pri kritičnom napadnom kutu ($C_{z\ max}$). Visina u tablici izražena je preko postotka duljine srednje aerodinamičke tetive (\bar{c}) gdje znak „ ∞ “ označava visinu izvan učinka blizine tla.

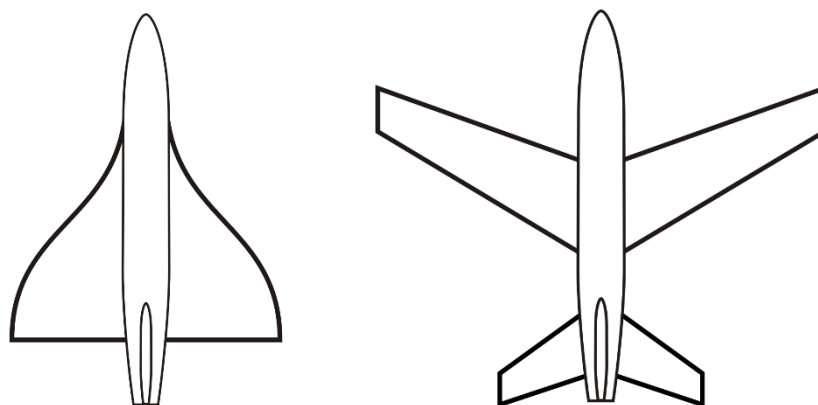
Tablica 1. Ovisnost kritičnog napadnog kuta i maksimalnog koeficijenta uzgona o visini krila iznad tla

Visina	$\alpha_{C_{z\ max}}$	$C_{z\ max}$
∞	$20,2^\circ$	1,38
$0,92\bar{c}$	$18,0^\circ$	1,26
$0,68\bar{c}$	$16,8^\circ$	1,25

Izvor: [12]

3.3. Ovisnost geometrijskih karakteristika zrakoplova na učinak blizine tla

Učinak blizine tla se kod svake vrste krila očituje drugačije. Delta krilo ima veliku površinu i ugrađeno je na stražnji dio trupa zrakoplova. Unutar učinka blizine tla ono stvara veći moment propinjanja nosa zrakoplova prema dolje nego kod bilo kojeg drugog krila. Ako pilot nije dobro osposobljen suprotstaviti se takvom momentu, postoji šansa dodira zrakoplova i tla pri toliko velikoj vertikalnoj brzini koja može nanijeti strukturalno oštećenje zrakoplova. Istraživanje koje je provela NASA (engl. *National Aeronautics and Space Administration*) na zrakoplovu Grumman X-29A dovelo je do suprotnih zapažanja i rezultata nego kao kod zrakoplova s delta krilom. Avion Grumman X-29A ima strelasto prema naprijed ugrađena krila te se time površina krila pomiče prema nosu zrakoplova. Slika 10 prikazuje oba tipa krila na avionima. Unutar učinka blizine tla zamijećena je jaka tendencija duljeg „lebdjenja“ zrakoplova prilikom slijetanja koja je bila uzrokovana povećanjem uzgona od maksimalnih 17%. Takvo ponašanje zrakoplova tjerovalo je pilota da daje prednji pritisak na komande aviona, odnosno spušta nos dolje, [13], [14].



Slika 10. Izgled delta krila (lijevo) i strelastog prema naprijed krila (desno), [15]

Niti jedan zrakoplov ne ponaša se isto dok se nalazi unutar učinka blizine tla. Položaj i dimenzije krila zrakoplova glavna su odrednica učinka blizine tla. Zrakoplovi s visoko ugrađenim krilima manje osjećaju taj učinak nego oni s nisko ugrađenim krilima. Od dimenzija najbitnije su raspon krila i udaljenost krila od tla tj. visina krila. Posljednja vrijednost jedina je promjenjiva budući da se visina krila povećava tijekom uzlijetanja zrakoplova, a smanjuje tijekom slijetanja, [16].

U jednadžbi (4) prikazana je kvantifikacija utjecaja navedenih dimenzija pomoću faktora ϕ :

$$\phi = \frac{(16h/b)^2}{1+(16h/b)^2} \quad (4)$$

u kojoj su:

ϕ – faktor umanjenja koeficijenta induciranog otpora

h – visina krila

b – raspon krila tj. udaljenost dvaju vrhova krila.

Približni izraz pod (4) za faktor umanjenja koeficijenta induciranog otpora ϕ postavio je američki znanstvenik Barnes W. McCormick u kojem je $\phi \leq 1$. Unutar učinka blizine tla nužna je nadopuna jednadžbe (3) koja sada izgleda ovako:

$$C_{xi} = \phi \frac{C_z^2}{\pi e AR} \quad (5)$$

gdje su:

C_{xi} – koeficijent induciranog otpora

ϕ – faktor umanjenja koeficijenta induciranog otpora

C_z – koeficijent uzgona

e – Oswaldov koeficijent

AR – vitkost krila.

4. IZRAČUN FAKTORA ϕ

Kod sljedećih proračuna za svaki zrakoplov prvo je korištena visina krila dok je zrakoplov na tlu budući da se u realnim uvjetima krila ne mogu spustiti niže od te visine. U daljnje proračune uvrštene su i ostale visine, što simulira uzlijetanje zrakoplova, sve do visine iznosa raspona krila zrakoplova kao što je prikazano u tablicama 3, 4 i 6.

4.1. Faktor ϕ kod malih aviona

Za izračun faktora ϕ korišteni su raspon krila (b) i visina krila (h) visokokrilnog aviona Cessna 172 (C172) i niskokrilnog aviona Diamond Katana (DV20) koji imaju približno isti raspon krila. Dimenzije aviona na tlu prikazane su u tablici 2.

Tablica 2. Prikaz vrijednosti visine i raspona krila aviona C172 i DV20 na tlu

	C172	DV20
h [m]	1,80	0,80
b [m]	11,00	10,80

Izvor: [17], [18]

Vrijednosti visine krila su uprosječene budući da krila aviona nisu ravne horizontalne površine već su postavljena pod određenim kutovima te su na dijelovima savinuta.

4.1.1. Cessna 172

U jednadžbi (4) iskorišteni su podaci iz tablice 2 te su dobiveni sljedeći rezultati:

$$\phi = \frac{(16 * 1,80/11,0)^2}{1 + (16 * 1,80/11,0)^2} = 0,873$$

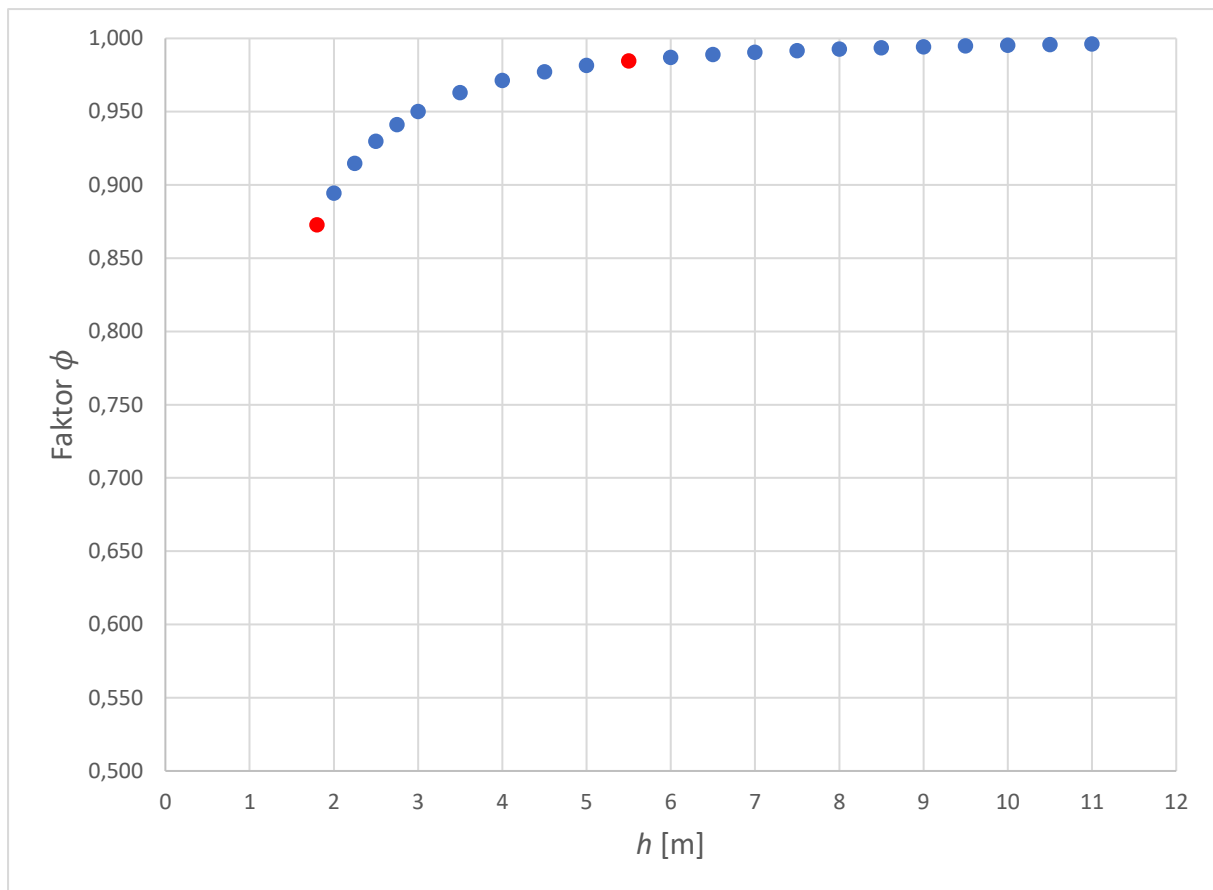
$$1 - 0,873 = 0,127 * 100 \% = 12,7 \%$$

Dobivena brojka daje podatak da je učinak blizine tla, kada je zrakoplov na tlu, takav da smanjuje inducirani otpor (F_{xi}) za 12,7 %.

Isti postupak ponovljen je i za druge visine krila kao što je prikazano u tablici 3 i na grafu 1.

Tablica 3. Ovisnost faktora ϕ i umanjenja induciranog otpora aviona C172 o visini krila

h [m]	ϕ	Umanjenje F_{xi} [%]
1,80 (na tlu)	0,873	12,7
2,00	0,894	10,6
2,20	0,915	8,5
2,50	0,930	7,0
2,75	0,941	5,9
3,00	0,950	5,0
3,50	0,963	3,7
4,00	0,971	2,9
4,50	0,977	2,3
5,00	0,981	1,9
5,50 (pola raspona)	0,985	1,5
6,00	0,987	1,3
6,50	0,989	1,1
7,00	0,990	1,0
7,50	0,992	0,8
8,00	0,993	0,7
8,50	0,994	0,6
9,00	0,994	0,6
9,50	0,995	0,5
10,00	0,995	0,5
10,50	0,996	0,4
11,00 (raspon krila)	0,996	0,4



Graf 1. Ovisnost faktora ϕ o visini krila za avion C172

Iz gore izračunatih podataka vidljivo je kako faktor ϕ raste s povećanjem visine krila od minimalnih 0,873.

4.1.2. Diamond Katana

Isti proračun napravljen je i za Diamond Katanu baš kao i za Cessnu 172. U jednadžbi (4) iskorišteni su podaci iz tablice 2 te su dobiveni sljedeći rezultati:

$$\phi = \frac{(16 * 0,80/10,8)^2}{1 + (16 * 0,80/10,8)^2} = 0,584$$

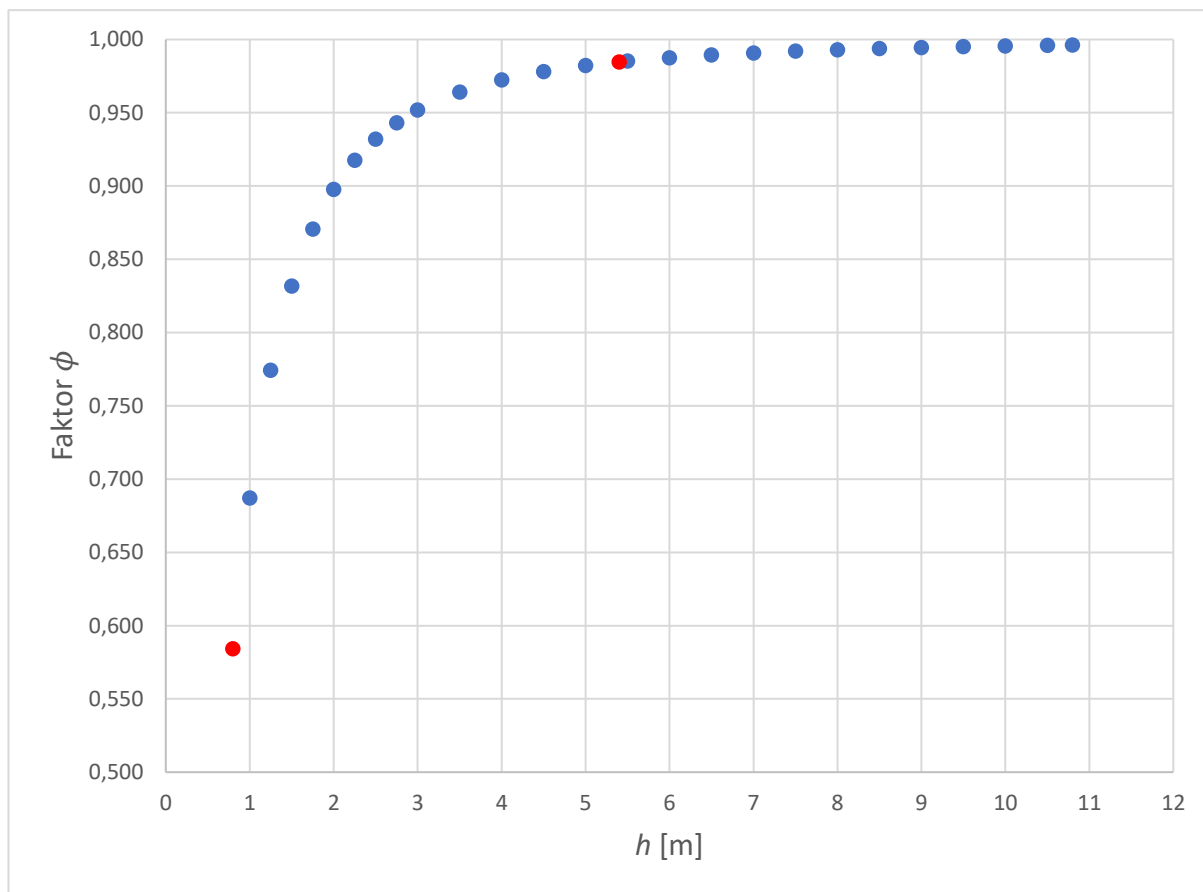
$$1 - 0,584 = 0,416 * 100 \% = 41,6 \%$$

Dobivena brojka daje podatak da je učinak blizine tla, kada je zrakoplov na tlu, takav da smanjuje inducirani otpor (F_{xi}) za 41,6 %.

Isti postupak ponovljen je i za druge visine krila kao što je prikazano u tablici 4 i na grafu 2.

Tablica 4. Ovisnost faktora ϕ i umanjenja induciranog otpora aviona DV20 o visini krila

h [m]	ϕ	Umanjenje F_{xi} [%]
0,80 (na tlu)	0,584	41,6
1,00	0,687	31,3
1,25	0,774	22,6
1,50	0,832	16,8
1,75	0,870	13,0
2,00	0,898	10,2
2,25	0,917	8,3
2,50	0,932	6,8
2,75	0,943	5,7
3,00	0,952	4,8
3,50	0,964	3,6
4,00	0,972	2,8
4,50	0,978	2,2
5,00	0,982	1,8
5,40 (pola raspona)	0,985	1,5
5,50	0,985	1,5
6,00	0,988	1,2
6,50	0,989	1,1
7,00	0,991	0,9
7,50	0,992	0,8
8,00	0,993	0,7
8,50	0,994	0,6
9,00	0,994	0,6
9,50	0,995	0,5
10,00	0,995	0,5
10,50	0,996	0,4
10,80 (raspon krila)	0,996	0,4



Graf 2. Ovisnost faktora ϕ o visini krila za avion DV20

Iz gore izračunatih podataka vidljivo je kako faktor ϕ raste s povećanjem visine krila od minimalnih 0,584.

4.2. Faktor ϕ kod velikih aviona

Veći zrakoplovi baš kao i manji također podliježu učinku blizine tla stoga je, kao reprezentativni primjerak takvih zrakoplova, za potrebe računanja uzet niskokrilni avion tipa Airbus A220-300. Visina krila (h) A220-300 na tlu i raspon krila (b) prikazani su u tablici 5.

Tablica 5. Prikaz vrijednosti visine i raspona krila aviona A220-300 na tlu

h [m]	2,8
b [m]	35,1

Izvor: [19]

Mjera h u tablici 5 predstavlja približnu srednju vrijednost visine krila budući da Airbus A220 ima izraženiji diedarski kut krila od prethodna dva aviona stoga ne postoji samo jedan točan iznos.

Kada se u jednadžbu 4 uvrste podaci iz tablice 5 dobiju se sljedeći rezultati:

$$\phi = \frac{(16 * 2,8/35,1)^2}{1 + (16 * 2,8/35,1)^2} = 0,620$$

$$1 - 0,620 = 0,380 * 100 \% = 38,0 \%$$

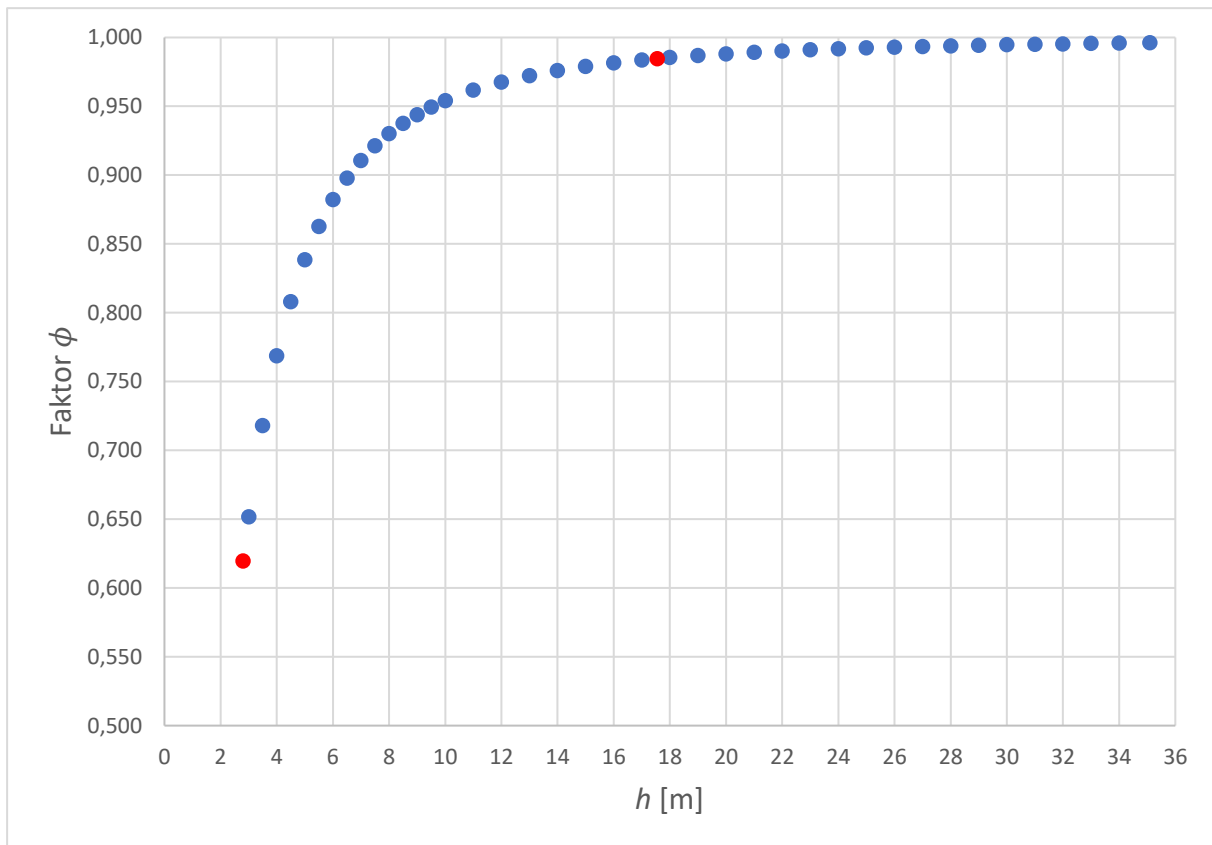
Dobivena brojka daje podatak da je učinak blizine tla, kada je zrakoplov na tlu, takav da smanjuje inducirani otpor (F_{xi}) za 38,0 %.

Isti postupak ponovljen je i za druge visine krila kao što je prikazano u tablici 6 i na grafu 3.

Tablica 6. Ovisnost faktora ϕ i umanjenja inducirano otpora aviona A220-300 o visini krila

h [m]	ϕ	Umanjenje F_{xi} [%]
2,80 (na tlu)	0,620	38,0
3,00	0,652	34,8
3,50	0,718	28,2
4,00	0,769	23,1
4,50	0,808	19,2
5,00	0,839	16,1
5,50	0,863	13,7
6,00	0,882	11,8
6,50	0,898	10,2
7,00	0,911	8,9
7,50	0,921	7,9
8,00	0,930	7,0
8,50	0,938	6,2
9,00	0,944	5,6
9,50	0,949	5,1
10,00	0,954	4,6
11,00	0,962	3,8
12,00	0,968	3,2
13,00	0,972	2,8
14,00	0,976	2,4

15,00	0,979	2,1
16,00	0,982	1,8
17,00	0,984	1,6
17,55 (pola raspona)	0,985	1,5
18,00	0,985	1,5
19,00	0,987	1,3
20,00	0,988	1,2
21,00	0,989	1,1
22,00	0,990	1,0
23,00	0,991	0,9
24,00	0,992	0,8
25,00	0,992	0,8
26,00	0,993	0,7
27,00	0,993	0,7
28,00	0,994	0,6
29,00	0,994	0,6
30,00	0,995	0,5
31,00	0,995	0,5
32,00	0,995	0,5
33,00	0,996	0,4
34,00	0,996	0,4
35,10 (raspon krila)	0,996	0,4



Graf 3. Ovisnost faktora ϕ o visini krila za avion A220-300

Iz gore izračunatih podataka vidljivo je kako faktor ϕ raste s povećanjem visine krila od minimalnih 0,620.

4.3. Faktor ϕ kod promjenjivog raspona krila

Već je bilo vidljivo kako iznos faktora ϕ ne ovisi isključivo o visini krila nego i o još jednom parametru. Za izračun ovisnosti učinka blizine tla o drugoj nepoznanici u jednadžbi 4, a to je raspon krila b , korišteni su avioni C172, DV20 i A220-300.

U jednadžbu 4 uvrštavane su za raspon krila razne hipotetske vrijednosti kako bi se utvrdila teorijska korelacija s učinkom blizine tla. Te vrijednosti sežu od 0 metra pa do 50 metara. Račun je proveden pri $h = 1,8 \text{ m}$ za C172, $h = 0,8 \text{ m}$ za DV20 i $h = 2,8 \text{ m}$ za A220-300, odnosno pod pretpostavkom da su avioni na tlu, a ne u zraku. U tablicama 7, 8 i 9 te na grafu 4 prikazani su dobiveni rezultati.

Ovakav hipotetski proračun bitan je kako bi se utvrdila važnost raspona krila u učinku blizine tla u odnosu na visinu krila te što od toga dvoje stvara veći utjecaj.

Tablica 7. Hipotetska ovisnost faktora ϕ i umanjenja induciranog otpora aviona C172 o rasponu krila na tlu

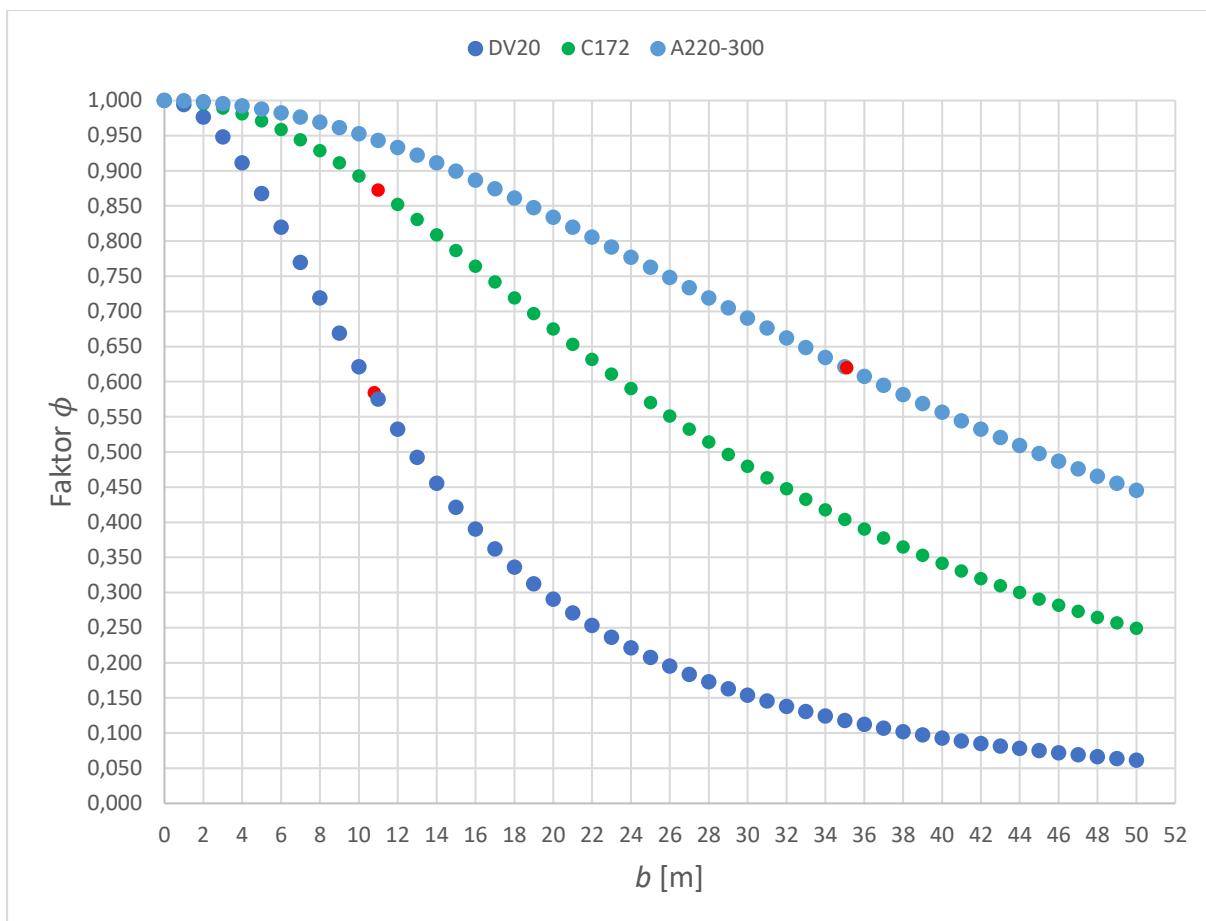
b [m]	ϕ	Umanjenje F_{xi} [%]	b [m]	ϕ	Umanjenje F_{xi} [%]
0	1,000	0,0	26	0,551	44,9
1	0,999	0,1	27	0,532	46,8
2	0,995	0,5	28	0,514	48,6
3	0,989	1,1	29	0,497	50,3
4	0,981	1,9	30	0,480	52,0
5	0,971	2,9	31	0,463	53,7
6	0,958	4,2	32	0,448	55,2
7	0,944	5,6	33	0,432	56,8
8	0,928	7,2	34	0,418	58,2
9	0,911	8,9	35	0,404	59,6
10	0,892	10,8	36	0,390	61,0
11 (stvarno)	0,873	12,7	37	0,377	62,3
12	0,852	14,8	38	0,365	63,5
13	0,831	16,9	39	0,353	64,7
14	0,809	19,1	40	0,341	65,9
15	0,787	21,3	41	0,330	67,0
16	0,764	23,6	42	0,320	68,0
17	0,742	25,8	43	0,310	69,0
18	0,719	28,1	44	0,300	70,0
19	0,697	30,3	45	0,291	70,9
20	0,675	32,5	46	0,282	71,8
21	0,653	34,7	47	0,273	72,7
22	0,632	36,8	48	0,265	73,5
23	0,611	38,9	49	0,257	74,3
24	0,590	41,0	50	0,249	75,1
25	0,570	43,0			

Tablica 8. Hipotetska ovisnost faktora ϕ i umanjenja induciranog otpora aviona DV20 o rasponu krila na tlu

b [m]	ϕ	Umanjenje F_{xi} [%]	b [m]	ϕ	Umanjenje F_{xi} [%]
0	1,000	0,0	25	0,208	79,2
1	0,994	0,6	26	0,195	80,5
2	0,976	2,4	27	0,184	81,6
3	0,948	5,2	28	0,173	82,7
4	0,911	8,9	29	0,163	83,7
5	0,868	13,2	30	0,154	84,6
6	0,820	18,0	31	0,146	85,4
7	0,770	23,0	32	0,138	86,2
8	0,719	28,1	33	0,131	86,9
9	0,669	33,1	34	0,124	87,6
10	0,621	37,9	35	0,118	88,2
10,8 (stvarno)	0,584	41,6	36	0,112	88,8
11	0,575	42,5	37	0,107	89,3
12	0,532	46,8	38	0,102	89,8
13	0,492	50,8	39	0,097	90,3
14	0,455	54,5	40	0,093	90,7
15	0,421	57,9	41	0,089	91,1
16	0,390	61,0	42	0,085	91,5
17	0,362	63,8	43	0,081	91,9
18	0,336	66,4	44	0,078	92,2
19	0,312	68,8	45	0,075	92,5
20	0,291	70,9	46	0,072	92,8
21	0,271	72,9	47	0,069	93,1
22	0,253	74,7	48	0,066	93,4
23	0,236	76,4	49	0,064	93,6
24	0,221	77,9	50	0,062	93,8

Tablica 9. Hipotetska ovisnost faktora ϕ i umanjenja induciranog otpora aviona A220-300 o rasponu krila na tlu

b [m]	ϕ	Umanjenje F_{xi} [%]	b [m]	ϕ	Umanjenje F_{xi} [%]
0	1,000	0,0	26	0,748	25,2
1	1,000	0,0	27	0,734	26,6
2	0,998	0,2	28	0,719	28,1
3	0,996	0,4	29	0,705	29,5
4	0,992	0,8	30	0,690	31,0
5	0,988	1,2	31	0,676	32,4
6	0,982	1,8	32	0,662	33,8
7	0,976	2,4	33	0,648	35,2
8	0,969	3,1	34	0,635	36,5
9	0,961	3,9	35	0,621	37,9
10	0,953	4,7	35,1 (stvarno)	0,620	38,0
11	0,943	5,7	36	0,608	39,2
12	0,933	6,7	37	0,594	40,6
13	0,922	7,8	38	0,582	41,8
14	0,911	8,9	39	0,569	43,1
15	0,899	10,1	40	0,556	44,4
16	0,887	11,3	41	0,544	45,6
17	0,874	12,6	42	0,532	46,8
18	0,861	13,9	43	0,520	48,0
19	0,848	15,2	44	0,509	49,1
20	0,834	16,6	45	0,498	50,2
21	0,820	18,0	46	0,487	51,3
22	0,806	19,4	47	0,476	52,4
23	0,791	20,9	48	0,466	53,4
24	0,777	22,3	49	0,455	54,5
25	0,763	23,7	50	0,445	55,5



Graf 4. Hipotetska ovisnost faktora ϕ o rasponu krila za avione A220-300, C172 i DV20 na tlu

Vrijednosti faktora ϕ kreću se za sve avione od maksimalnih 1,000 pa do minimalnih 0,445 za A220-300, do 0,249 za C172 te do 0,062 za DV20 pri rasponu krila od 50 metara.

5. ANALIZA REZULTATA IZRAČUNA

Iz svih rezultata vidljivo je da faktor ϕ raste kako se visina krila (h) povećava, a opada kako se raspon krila (b) povećava. Faktor ϕ pokazuje koliki udio induciranog otpora zrakoplova se ubraja u ukupni otpor zrakoplova. Kada on raste, raste i ukupni otpor, a kada se on smanjuje, ukupni otpor se smanjuje.

Rezultati izračuna pokazuju da inducirani otpor raste prilikom polijetanja, a prilikom slijetanja se smanjuje.

5.1. Utjecaj visine krila na avione

U izračunu učinka blizine tla kod malih zrakoplova pri različitim visinama dobiveni su vrlo slični rezultati budući da avioni DV20 i C172 imaju približno jednak raspon krila. Kada su na tlu, ti avioni postižu faktore ϕ od 0,873 za DV20 i 0,584 za C172. Avion DV20 očekivano ima manju vrijednost faktora ϕ na tlu jer je niskokrilac za razliku od C172 koji je visokokrilac. Međutim, kako se njihova visina povećava tako se daljnje vrijednosti mijenjaju gotovo jednako za svaku visinu što je prikazano u tablicama 3 i 4 te na grafovima 1 i 2.

U izračunu učinka blizine tla kod velikog zrakoplova A220-300 na tlu je dobiven faktor od 0,620 što je reda veličine između C172 i DV20. Kako se njegova visina krila povećava, tako se i povećava faktor ϕ kao što je prikazano u tablici 6 i na grafu 3. U usporedbi s također niskokrilnim zrakoplovom DV20 koji ima faktor od 0,584 zaključuje se da A220-300 nema dovoljan raspon krila za svoje dimenzije kako bi se postiglo umanjeње induciranog otpora aviona DV20. Pilot aviona DV20 stoga osjeća jači učinak blizine tla nego pilot aviona A220-300. Kod svih aviona graf ovisnosti faktora ϕ o visini krila ima oblik neprave racionalne funkcije koja u pojednostavljenom obliku jednadžbe 4 izgleda ovako:

$$y = \frac{256x^2}{(\text{raspon krila})^2 + 256x^2}$$

Vrijednosti faktora ϕ po tom zakonu rastu od 0 i teže broju 1.

5.2. Utjecaj raspona krila na avione

Ovisnost faktora ϕ o rasponu krila prikazana je tablicama 7, 8 i 9 te grafom 4. Veći raspon krila smanjuje faktor ϕ , a povećava umanjeње induciranog otpora. Graf ovisnosti faktora ϕ o rasponu krila poprima oblik prave racionalne funkcije koja u pojednostavljenom obliku jednadžbe 4 izgleda ovako:

$$y = \frac{256(\text{visina krila})^2}{x^2 + 256(\text{visina krila})^2}$$

Vrijednosti faktora ϕ po tom zakonu padaju od 1 i teže broju 0.

U grafu 4 uočljivo je kako postoje razlike u nagibima krivulja za tri aviona. Krivulja aviona DV20 ima najstrmiji, slijedi je ona od C172, a najblaži pad ima krivulja aviona A220-300. Razlog tome je što je DV20 ima najniže ugrađena krila pa svaka promjena u rasponu krila ima veći utjecaj na faktor ϕ . Graf A220-300 najmanjeg je nagiba jer su mu krila najudaljenija od tla. Graf također prikazuje da bi krila C172 trebala biti puno većeg raspona od onih DV20 da bi postigla isti faktor ϕ na tlu. Na primjer, DV20 na tlu ima faktor 0,584. Da bi C172 na tlu postigla isti faktor prema jednadžbi 4, morala bi imati krila raspona 24,3 m, što je više nego dvostruko od stvarnog raspona (11 m). Povećavanje raspona krila konstrukcijsko je rješenje za visokokrilne avione kako bi se zadržao jednak učinak blizine tla. Uspoređujući dva niskokrilna aviona DV20 i A220-300, Airbus ima 3,5 puta veću visinu krila na tlu te samo 3,25 puta veći raspon krila. Zbog toga, da bi postigao faktor ϕ od DV20 morao bi svoj raspon krila produljiti s 35,1 na 37,8 metara.

Uočljivo je kako iako faktor ϕ ovisi o parametrima h i b , i oni ovise jedan o drugome. Promjena raspona krila imat će puno veći utjecaj na faktor ϕ pri malim visinama krila nego kod velikih. Primjerice, ako se raspon krila aviona DV20 poveća za 1 metar, faktor ϕ smanjit će se za 0,043. Kod aviona C172 smanjenje iznosi 0,021, a kod A220-300 iznosi 0,014.

5.3. Granice učinka blizine tla i utjecaj na pilotiranje

Učinak blizine tla ne djeluje linearno na inducirani otpor zrakoplova s promjenom visine krila što je vidljivo iz grafova 1, 2 i 3. Najnaglie promjene u faktoru ϕ događaju se pri malim visinama krila te one slabe kako se visina povećava. Bez obzira na tip aviona, umanjenje inducirano otpora i faktor ϕ su uvijek jednaki na istim visinama izraženim u postocima raspona krila što i prikazuje tablica 10.

Tablica 10. Prikaz umanjenja inducirano otpora u ovisnosti o visini izraženoj u postotku raspona krila

Visina	Umanjenje F_{xi} [%]		
	C172	DV20	A220-300
10 %	-	28,1	28,1
15 %	-	14,8	14,8
25 %	5,9	5,9	5,9
50 %	1,5	1,5	1,5
100 %	0,4	0,4	0,4

Kod svih aviona pri uzlijetanju vrijednosti faktora ϕ teže broju 1 koji se u teoriji postiže tek u potpunosti izvan učinka blizine tla u slobodnoj struji zraka. Matematički bi se broj 1 dobio tek kada bi se za visinu krila u jednadžbu 4 uvrstilo $h = \infty$, odnosno treba izračunati vrijednost limesa kada h teži u beskonačnost. Primjer za C172 bio bi:

$$\lim_{h \rightarrow \infty} \left(\frac{(16h/11,0)^2}{1 + (16h/11,0)^2} \right) = \lim_{h \rightarrow \infty} \left(\frac{256h^2}{121 + 256h^2} \right) = \lim_{h \rightarrow \infty} \left(\frac{256}{\frac{121}{h^2} + 256} \right) = 1$$

Isto tako, ali suprotno, kada bi se za visinu krila u jednadžbu 4 uvrstilo $h = 0$, dobio bi se faktor ϕ od 0. Primjer za C172:

$$\phi = \frac{(16 * 0/11,0)^2}{1 + (16 * 0/11,0)^2} = 0$$

U tom teorijskom slučaju induciranog otpora ne bi bilo te bi ukupni otpor zrakoplova sačinjavao samo parazitni otpor. To je samo teorijski slučaj jer da bi se postigla visina krila od 0 metara to bi značilo da su ona sljubljena uz tlo i da nema nikakvog mjesta za izvučeno podvozje.

Budući da su oba gornja slučaja teorijska i u praksi su neupotrebljivi, postavljaju se druge visine koje predstavljaju granice učinka blizine tla. Najniža visina jest ona visina krila kada je zrakoplov na tlu te je tada učinak blizine tla najveći. Ta visina u tablicama 3, 4 i 6 te na grafovima 1, 2 i 3 označena je prvom crvenom bojom. Suprotna granica, odnosno ona gornja, jest visina jednaka polovici raspona krila aviona. U teoriji učinak blizine tla još uvijek postoji iznad te visine, ali tamo pilot gotovo da ne osjeća nikakve učinke blizine tla. Umanjenje induciranog otpora na visini od pola raspona krila iznosi 1,5 %, a sve manje od toga smatra se zanemarivim. Ta visina u istim tablicama i na grafovima označena je drugom po redu crvenom bojom.

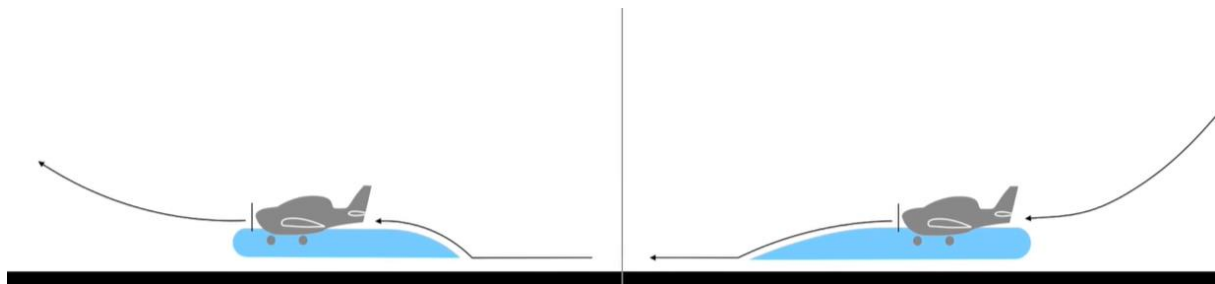
U letu kroz te granice vrlo je bitno da pilot zna unaprijed što će osjećati i kako će reagirati u danim trenucima. Pri uzlijetanju krila aviona počinju unutar učinka blizine tla, a završavaju izvan njega. Tijekom izlaska iz učinka blizine tla zrakoplov će [20]:

1. zahtijevati veći napadni kut za održavanje koeficijenta uzgona
2. osjetiti povećanje induciranog otpora i potrebne snage
3. osjetiti smanjenje stabilnosti
4. stvoriti smanjenje statičkog tlaka na sensorima te indicirati veću brzinu.

Jasno je da zbog navedenih razloga pilot mora biti oprezan tijekom uzlijetanja, posebice u slučajevima rotacije prije propisane brzine. Zbog smanjenog induciranog otpora avion pri uzlijetanju ima tendenciju i čini se sposoban za ranije penjanje. Kada avion ranije rotira, može održavati visinu unutar učinka blizine tla. Pilot pritom mora imati u glavi smanjenje kritičnog AoA. Međutim, ako pilot ne popusti nos prema dolje i ne spriječi daljnje penjanje dok ne ubrza do sigurne brzine penjanja, avion će po izlasku iz učinka blizine tla zbog povećanog induciranog

otpora i premale brzine imati granične performanse penjanja ili u najgorem slučaju izgubiti uzgon i pasti na tlo. Primjer za to je standardna procedura za uzlijetanje s mekih površina gdje je cilj što prije podići prednji kotač s tla, a kada je to moguće i ostale kotače, kako bi se taj jaki otpor smanjio. U suštini važno je ne siliti avion na rotaciju i penjanje već je potrebno držati se propisanih brzina, [20].

Razumijevanje učinka blizine tla pri slijetanju također je bitno. Tijekom ulaska u područje učinka blizine tla, zrakoplov će osjećati upravo suprotne pojave od onih navedenih za uzlijetanje. Ukoliko avion prilazi uzletno-sletnoj stazi pri konstantnim AoA, po ulasku u učinak blizine tla imat će tendenciju zadržavanja visine ili čak ponovnog penjanja. Sve je to posljedica smanjenog induciranog otpora i povećanog uzgona. Za pilote je bitno da održavaju normalnu brzinu u prilazu kako u učinku blizine tla ne bi imali višak brzine koji može uvelike produžiti udaljenost potrebnu za slijetanje. To može biti opasno pri slijetanju na kratke uzletno-sletne staze gdje je povećan rizik od izlijetanja sa staze. U posljednjoj fazi prilaza, kako se avion približava zoni dodira i ciljnoj točki, nužno je oduzimanje snage motora kako bi se olakšalo slijetanje. Čak i pri minimalnoj postavci snage motora, neki avioni iznad staze osjećaju jak učinak blizine tla. Neiskusni piloti to pokušavaju popraviti prisiljavanjem aviona na slijetanje tako da mu spuštaju nos dolje. To može dovesti do opasnog fenomena sve jačeg uzastopnog odskakivanja aviona od staze i strukturalnog oštećenja ili sloma uzgona. U tom slučaju pilot bi trebao izvesti manevar produžavanja. Baš kao i kod uzlijetanja, pilot ne smije siliti avion na dodir već ga pustiti da mu brzina opadne kako bi bio prespor čak i za utjecaj blizine tla, [20], [21].



Slika 11. Izlazak (lijevo) i ulazak (desno) u učinak blizine tla, [9]

6. PRIMJER ZRAKOPLOVNE NESREĆE POVEZANE S UČINKOM BLIZINE TLA

U američkom gradu Roswell u saveznoj državi Novi Meksiko datuma 2. travnja 2011. srušio se zrakoplov sa slike 12, Gulfstream G650 registrarskih oznaka N652GD netom nakon uzlijetanja u vizualnim meteorološkim uvjetima. Let je bio eksperimentalnog karaktera te se testiralo uzlijetanja zrakoplova sa samo jednim radećim motorom od ukupno dva (jedan motor bio je namjerno ugašen). Došlo je do sloma uzgona na desnom krilu što je prouzrokovalo nagib udesno te je vrh tog krila prvi dotaknuo tlo. Zrakoplov je potom skrenuo desno s uzletno-sletne staze te se sudario s betonskom konstrukcijom na aerodromu. U nesreći su smrtno stradala dva pilota i dva testna inženjera.



Slika 12. Gulfstream G650 zrakoplov prije nesreće, [22]

Kasnija istraga od strane NTSB-a (engl. *National Transportation Safety Board*) utvrdila je da je do nesreće došlo zbog neočekivano malog kritičnog AoA unutar učinka blizine tla. Inženjeri u Gulfstreamu znali su da je kritični AoA u slobodnoj struji zraka $14,7^\circ$. Bilo im je poznato da unutar učinka blizine tla, odnosno na uzlijetanju, kritični AoA ima manju vrijednost te su izračunali da ona iznosi $13,1^\circ$. Sva sigurnosna upozorenja postavili su da se oglase već na $12,3^\circ$ što je ostavljalo sigurnosnu marginu od $0,8^\circ$. Međutim, pravi kritični AoA bio je puno manji te je iznosio $11,2^\circ$ što je bilo prerano da piloti dobiju ikakvo vizualno ili taktilno upozorenje kako bi primijetili slom uzgona na desnom krilu, [23].

Isti zrakoplov na tom testiranju već se dva puta prije onog kobnog zamalo srušio zbog istog razloga. Ranog gubitka uzgona pri polijetanju te neželjenog nagiba udesno, međutim u tim slučajevima oporavak je bio uspješan te su piloti uspjeli vratiti upravljivost zrakoplova. Tijekom testiranja avion je svaki put pri uzlijetanju prekoračivao brzinu V_2 od one proračunate. V_2 je brzina koju zrakoplov mora postići na visini od 35 stopa iznad kraja potrebne duljine za

uzlijetanje kako bi osigurao siguran let s jednim radećim motorom. Umjesto da analiziraju problem i shvate da su do ciljanih brzina došli pogrešnim postupkom, inženjeri u Gulfstreamu su te preniske brzine pokušavali dostići promjenom tehnike pilotiranja. Kako bi usporili zrakoplov i postigli zadanu brzinu V_2 , piloti su uzlijetali s većim AoA. Gulfstream nije obavio nikakvu dubinsku aerodinamičku analizu ranijih nezgoda budući da nije bilo stvarne štete. Međutim, da je kompanija ranije otkrila mane u proračunu kritičnog AoA te da je uzrok neželjenom nagibu zapravo bio gubitak uzgona na desnom krilu, mogla je sama spriječiti nesreću, [23].

Pogrešna računica i podcjenjivanje učinka blizine tla doveli su do ove nesreće baš kao i zanemarivanje istraživanja razloga potencijalnih nesreća dva puta prije. NTSB je po završetku istrage stavio naglasak na što preciznije računanje učinaka blizine tla, posebice na kritični AoA. U tablici 11 prikazane su ukratko informacije o nesreći.

Tablica 11. Sažetak informacija o padu aviona G650

Datum i vrijeme	2. travnja 2011. u 9:34 lokalno
Mjesto	Roswell, Novi Meksiko, SAD
Operator	Gulfstream
Tip aviona	Gulfstream G650
Registracija	N652GD
Godina proizvodnje aviona	2010.
Tip leta	Eksperimentalni
Faza leta	Uzlijetanje
Sati leta kapetana (na tipu)	11 237 (263)
Sati leta prvog časnika (na tipu)	3 940 (140)
Sati leta aviona	434
Ukupno preživjeli	0
Ukupno poginuli	4
Uzrok	Gubitak uzgona i neželjeni nagib udesno zbog: <ol style="list-style-type: none"> 1. nepravilnog određivanja brzina za polijetanje 2. pokušavanja dostizanja preniske brzine V_2 agresivnim pilotiranjem 3. kompanijske nedovoljne istrage prijašnjih nezgoda koje su mogle ukazati na to da je kritični AoA unutar učinka blizine tla manji od izračunatog

Izvor: [22], [23]

7. ZAKLJUČAK

Učinak blizine tla fenomen je koji nastaje pri letu uz tlo do visine od pola raspona krila aviona. Tijekom takvog leta inducirani otpor aviona se smanjuje jer blizina tla ne dopušta razvijanje vrtloga iza vrhova krila aviona. Unutar učinka blizine tla, zbog izostanka vrtloga, smanjuje se nagib vektora uzgona prema natrag te se time povećava njegova okomita komponenta. Avion tada pri istom napadnom kutu postiže veći koeficijent uzgona i može održavati visinu pri manjim brzinama. Zbog bržeg rasta koeficijenta uzgona s povećanjem napadnog kuta, učinak blizine tla smanjuje kritični napadni kut aviona i iznos maksimalnog koeficijenta uzgona. Učinak blizine tla svaki avion zahvaća na drugačiji način što ovisi o geometrijskim karakteristikama aviona kao što su oblik i položaj krila te njihov raspon. Matematičkim izračunom moguće je odrediti postotak za koji učinak blizine tla smanjuje inducirani otpor zrakoplova preko faktora ϕ .

Izračunato je da za avion C172 na tlu faktor ϕ iznosi 0,873, za avion DV20 iznosi 0,584, a za A220-300 ima vrijednost 0,620. Tijekom penjanja tih zrakoplova nakon polijetanja faktori ϕ se povećavaju te se nakon nadvišavanja visine od pola raspona krila aviona aproksimiraju na broj 1 što znači da smanjenja induciranih otpora više nema. Faktor ϕ na visini četvrtine raspona krila iznosi 0,941, a na visini pola raspona krila iznosi 0,985. Potom, utvrđujući ovisnost faktora ϕ o rasponu krila aviona, dobiven je rezultat da veći raspon krila smanjuje faktor ϕ i povećava smanjenje induciranih otpora. Niti jedna od navedenih promjena ne događa se linearno. Promjene faktora ϕ najbrže su pri niskim vrijednostima visine krila, a poslije sve blaže. Utjecaj raspona krila ovisi o visini krila tako kod niže ugrađenih krila, promjena raspona ima veći značaj, a kod više ugrađenih manji značaj. Tijekom ulaska i izlaska iz učinka blizine tla zrakoplov i pilot doživljavaju razne promjene u vidu osjetnog povećanja i smanjenja otpora, stabilnosti, udaljenosti potrebne za uzlijetanje i slijetanje te drugačijeg prikazivanja brzinomjera. Piloti moraju biti svjesni fenomena i unaprijed znati kako reagirati u danim trenucima kako bi zadržali kontrolu nad zrakoplovom.

Primjer u kojem kontrola nad zrakoplovom nije uspješno zadržana je nesreća aviona Gulfstream G650 iz 2011. godine u kojoj su smrtno stradale sve četiri osobe koje su bile u zrakoplovu. Tijekom polijetanja tog eksperimentalnog leta zbog pogrešnog računanja brzina i učinaka blizine tla, premašen je kritični napadni kut koji je u učinku blizine tla bio manji od izračunatog. Avion se zbog sloma uzgona na desnom krilu počeo nepovratno nagnuti i skretati udesno.

LITERATURA

- [1] Science Learning Hub. *Principles of flight*. Preuzeto s: <https://www.sciencelearn.org.nz/resources/299-principles-of-flight> [Pristupljeno: 24. srpnja 2024.]
- [2] Glas LM. *Proračun induciranog otpora letu zrakoplova*. Završni rad. Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti; 2019. Preuzeto s: <https://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:119:459368> [Pristupljeno: 9. srpnja 2024.]
- [3] Dolanjski I. *Analiza parazitnih otpora letu aviona*. Završni rad. Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti; 2016. Preuzeto s: <https://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:119:268188> [Pristupljeno: 9. srpnja 2024.]
- [4] Anderson JD. *Introduction to Flight*. 8. izd. New York, NY, SAD: McGraw-Hill Education; 2016.
- [5] Vrdoljak M. *Nestlačivo strujanje oko krila*. [Prezentacija] Teorija leta I. Fakultet prometnih znanosti Sveučilišta u Zagrebu.
- [6] IVAO Documentation Library. *Drag*. Preuzeto s: <https://wiki.iva.o.aero/en/home/training/documentation/Drag> [Pristupljeno: 9. srpnja 2024.]
- [7] SKYbrary. *Ground effect*. Preuzeto s: <https://skybrary.aero/articles/ground-effect> [Pristupljeno: 9. srpnja 2024.]
- [8] Puljić S. *Analitičko određivanje potrebnih duljina za uzlijetanje aviona*. Završni rad. Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti; 2018. Preuzeto s: <https://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:119:141062> [Pristupljeno: 9. srpnja 2024.]
- [9] Flight-club. *What is GROUND EFFECT?*. Preuzeto s: https://www.youtube.com/watch?v=D_WsYnzifDs [Pristupljeno: 9. srpnja 2024.]
- [10] SKYbrary. *Angle of Attack (AOA)*. Preuzeto s: <https://skybrary.aero/articles/angle-attack-aoa> [Pristupljeno: 19. srpnja 2024.]
- [11] N91CZ. *Critical Angle of Attack – The Rest of the Story*. Preuzeto s: <https://www.n91cz.net> [Pristupljeno: 19. srpnja 2024.]
- [12] Furlong GC, Bollech TV. *Effect of Ground Interference on the Aerodynamic and Flow Characteristics of a 42° Swept Back Wing at Reynolds Numbers up to 6.8×10^6* . NACA Langley Aeronautical Laboratory. Broj izvješća: 1218, 1955. Preuzeto s: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19930092228/downloads/19930092228.pdf> [Pristupljeno: 19. srpnja 2024.]

- [13] Snyder CT, Drinkwater FJ III, Jones AD. *A Piloted Simulator Investigation of Ground Effect on the Landing Maneuver of a Large, Tailless, Delta-wing Airplane*. NASA Ames Research Center i U.S. Army Aeronautical Research Laboratory. Broj izvješća: NASA TN D-6046, 1970. Preuzeto s:
<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19700033494/downloads/19700033494.pdf>
[Pristupljeno: 19. srpnja 2024.]
- [14] Curry RE, Moulton BJ, Kresse J. *An In-Flight Investigation of Ground Effect on a Forward-Swept Wing Airplane*. NASA Ames Research Center Dryden Flight Research Facility. Broj izvješća: NASA TM-101708, 1989. Preuzeto s:
<https://core.ac.uk/download/pdf/42825378.pdf> [Pristupljeno: 19. srpnja 2024.]
- [15] Wikipedia. *Wing configuration*. Preuzeto s:
https://en.wikipedia.org/wiki/Wing_configuration [Pristupljeno: 19. srpnja 2024.]
- [16] Krajčec Nikolić K. *Performanse zrakoplova: Uzlijetanje i slijetanje*. [Prezentacija] Teorija leta II. Fakultet prometnih znanosti Sveučilišta u Zagrebu
- [17] Cessna Aircraft Company. *Pilot's Operating Handbook Skyhawk Model 172N*. Wichita, KS, SAD; 1977.
- [18] Diamond Aircraft. *Airplane Flight Manual DV20*. Bečko Novo Mjesto, Austrija; 1999.
- [19] Airbus. *Aircraft characteristics publication ACP*. Mirabel, QC, Kanada; 2023. Preuzeto s:
<https://aircraft.airbus.com/sites/g/files/jlcbta126/files/2023-11/A220-ACP-Issue001-00-19Oct2023.pdf> [Pristupljeno: 24. srpnja 2024.]
- [20] Dauntless Aviation. *Ground Effect*. Preuzeto s:
<https://www.faatest.com/books/FLT/Chapter17/GroundEffect.htm> [Pristupljeno: 6. kolovoza 2024.]
- [21] Pilot Mall. *Ground Effect: Learning to Use it To Your Advantage*. Preuzeto s:
<https://www.pilotmall.com/blogs/news/ground-effect-learning-to-use-it-to-your-advantage> [Pristupljeno: 6. kolovoza 2024.]
- [22] Bureau of Aircraft Accidents Archives. *Crash of a Gulfstream G650 in Roswell: 4 Killed*. Preuzeto s: <https://www.baaa-acro.com/crash/crash-gulfstream-g650-roswell-4-killed>
[Pristupljeno: 24. srpnja 2024.]
- [23] National Transportation Safety Board. *Aircraft Accident Report: Crash During Experimental Test Flight Gulfstream Aerospace Corporation GVI (G650), N652GD Roswell, New Mexico April 2, 2011*. Broj izvješća: NTSB/AAR-12/02. Washington, DC, SAD; 2012. Preuzeto s:
<https://www.nts.gov/investigations/accidentreports/reports/aar1202.pdf>
[Pristupljeno: 24. srpnja 2024.]

POPIS SLIKA

Slika 1. Osnovne sile koje djeluju na zrakoplov, [1]	2
Slika 2. Prikaz stvaranja vrtloga preko vrhova krila (pogled sprijeda), [4].....	3
Slika 3. Prikaz relevantnih napadnih kutova, vektora strujanja zraka i aerodinamičkih sila, [5]	4
Slika 4. Ovisnost pojedinih vrsta otpora o brzini zrakoplova, [6]	5
Slika 5. Razlika u uzgonu, induciranom otporu i povijanju zraka kada je avion izvan učinka blizine tla (gore) i u njemu (dolje), [9].....	6
Slika 6. Efekt zračnog jastuka, [9]	7
Slika 7. Napadni kut, [10]	7
Slika 8. Ovisnost koeficijenta uzgona o napadnom kutu	8
Slika 9. Učinak blizine tla na kritični napadni kut, [11]	8
Slika 10. Izgled delta krila (lijevo) i strelastog prema naprijed krila (desno), [15].....	9
Slika 11. Izlazak (lijevo) i ulazak (desno) u učinak blizine tla, [9]	26
Slika 12. Gulfstream G650 zrakoplov prije nesreće, [22].....	27

POPIS GRAFOVA

Graf 1. Ovisnost faktora ϕ o visini krila za avion C172	13
Graf 2. Ovisnost faktora ϕ o visini krila za avion DV20.....	15
Graf 3. Ovisnost faktora ϕ o visini krila za avion A220-300.....	18
Graf 4. Hipotetska ovisnost faktora ϕ o rasponu krila za avione A220-300, C172 i DV20 na tlu	22

POPIS TABLICA

Tablica 1. Ovisnost kritičnog napadnog kuta i maksimalnog koeficijenta uzgona o visini krila iznad tla	9
Tablica 2. Prikaz vrijednosti visine i raspona krila aviona C172 i DV20 na tlu	11
Tablica 3. Ovisnost faktora ϕ i umanjenja induciranog otpora aviona C172 o visini krila	12
Tablica 4. Ovisnost faktora ϕ i umanjenja induciranog otpora aviona DV20 o visini krila.....	14
Tablica 5. Prikaz vrijednosti visine i raspona krila aviona A220-300 na tlu	15
Tablica 6. Ovisnost faktora ϕ i umanjenja induciranog otpora aviona A220-300 o visini krila	16
Tablica 7. Hipotetska ovisnost faktora ϕ i umanjenja induciranog otpora aviona C172 o rasponu krila na tlu.....	19
Tablica 8. Hipotetska ovisnost faktora ϕ i umanjenja induciranog otpora aviona DV20 o rasponu krila na tlu.....	20
Tablica 9. Hipotetska ovisnost faktora ϕ i umanjenja induciranog otpora aviona A220-300 o rasponu krila na tlu.....	21
Tablica 10. Prikaz umanjenja induciranog otpora u ovisnosti o visini izraženoj u postotku raspona krila	24
Tablica 11. Sažetak informacija o padu aviona G650	28

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)

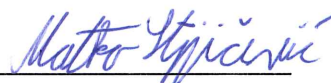
isključivo rezultat mojega vlastitog rada koji se temelji na mojim istraživanjima i oslanja se na objavljenu literaturu, a što pokazuju upotrijebljene bilješke i bibliografija. Izjavljujem da nijedan dio rada nije napisan na nedopušten način, odnosno da je prepisan iz necitiranog rada te da nijedan dio 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 ___Izračun učinaka blizine tla pri uzlijetanju i slijetanju aviona_____, u Nacionalni repozitorij završnih i diplomskih radova ZIR.

Student:

U Zagrebu, ___10. rujna 2024.____

Matko Stipičević



(ime i prezime, potpis)