Izračun performansi uzlijetanja za zrakoplov Let L-410T

Globlek, Matej

Undergraduate thesis / Završni rad

2018

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:119:803463

Rights / Prava: In copyright / Zaštićeno autorskim pravom.

Download date / Datum preuzimanja: **2024-03-29**



Repository / Repozitorij:

Faculty of Transport and Traffic Sciences - Institutional Repository







SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

Matej Globlek

IZRAČUN PERFORMANSI UZLIJETANJA ZA ZRAKOPLOV LET L-410T

ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 2018.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI
ODBOR ZA ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 5. travnja 2018.

Zavod: **Zavod za aeronautiku**
Predmet: **Planiranje letenja i performanse I**

ZAVRŠNI ZADATAK br. 4922

Pristupnik: **Matej Globlek (0135244602)**
Studij: Aeronautika
Smjer: Pilot
Usmjerenje: Vojni pilot

Zadatak: **Izračun performansi uzlijetanja za zrakoplov Let L-410T**

Opis zadatka:

Općenito opisati i objasniti postupak uzlijetanja aviona. Objasniti karakteristike aviona važne za uzlijetanje (masa, aerodinamičke karakteristike, pogonska grupa, konfiguracija aviona itd.). Objasniti vanjske čimbenike koji utječu na uzlijetanje aviona (vrsta i stanje USS, visina aerodroma, temperatura zraka, vjetar...).
Navesti i analizirati regulativu koja propisuje zahtjeve pri uzlijetanju aviona prema klasama performansi.
Opisati avion Let L-410T s naglaskom na karakteristike koje su značajne za uzlijetanje.
Prema podacima i dijagramima iz letnog priručnika aviona, odrediti potrebne podatke za uzlijetanje aviona. Pri tome, treba varirati utjecajne veličine u realno očekivanom rasponu vrijednosti, kako bi se odredila međuzavisnost dobivenih rezultata i utjecajnih veličina.
Izvesti zaključke.

Mentor:

mr. sc. Davor Franjković, v. pred.

Predsjednik povjerenstva za završni ispit:

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti

ZAVRŠNI RAD

IZRAČUN PERFORMANSI UZLIJETANJA ZA ZRAKOPLOV LET L-410T

TAKE-OFF PERFORMANCE CALCULATION FOR LET L-410T AIRPLANE

Mentor: mr. sc. Davor Franjković

Student: Matej Globlek
JMBAG: 0135244602

Zagreb, rujan 2018.

SAŽETAK

Uzlijetanje zrakoplova je dio operacije zrakoplova koji se sastoji od ubrzavanja, uzdizanja nosa zrakoplova, njegova odljepljivanja od USS-e (uzletno-sletna staza) te penjanja do određene visine leta. Poslije slijetanja najkritičniji je dio leta. Za bilo koje uzlijetanje najvažnije je pokazati da potrebna duljina za uzlijetanje ne prekoračuje raspoloživu duljinu za uzlijetanje aerodroma. U ovom završnom radu će se govoriti o performansama uzlijetanja zrakoplova Let L-410T, odnosno o njihovom izračunu. Performanse uzlijetanja ovise o nizu čimbenika: masi uzlijetanja zrakoplova i njegovu težištu, temperaturi, gustoći zraka, vjetru, površini i nagibu USS-e, položaju zakrilaca te kontaminaciji zrakoplovne strukture. Utjecaji ovih čimbenika na zrakoplov Let L-410T, odnosno na njegovu potrebnu duljinu za uzlijetanje, brzine uzlijetanja i pilotske procedure za uzlijetanje, bit će detaljnije objašnjeni u radu.

KLJUČNE RIJEČI: zrakoplov Let L-410T; tehničke karakteristike zrakoplova; uzlijetanje; performanse uzlijetanja

SUMMARY

Aircraft take-off is the part of aircraft operation which consists of acceleration, raising the nose of aircraft, lifting off the runway and climbing to the certain altitude. After landing, it is the most critical phase of flight. For any particular take-off it must be shown that required take-off distance does not exceed the take-off distance available at the aerodrome. In this final work it will be talked about take-off performance of the airplane Let L-410T, respectively about their calculation. Take-off performance depends on many factors: aircraft take-off mass and aircraft center of gravity, temperature, air density, wind, runway surface and runway slope, flap setting and airframe contamination. Effects of these factors on airplane Let L-410T, respectively on its required take-off distance, take-off speeds and pilot take-off procedures, will be explained more indepth in the work.

KEYWORDS: airplane Let L-410T; airplane specifications; take-off; take-off performance

Sadržaj

1. Uvod 1
2. Uzlijetanje zrakoplova 2
   2.1. Utjecaji različitih čimbenika na duljinu za uzlijetanje 2
   2.2. Performanse klase A 3
3. Zrakoplov Let L-410T 4
   3.1. Razvoj 4
   3.2. Dizajn 5
   3.3. Inačice 5
4. Tehničke karakteristike zrakoplova (L-410UVP-E20) 7
   4.1. Osnovne karakteristike 7
   4.2. Performanse 7
5. Performanse uzlijetanja 9
   5.1. Brzine uzlijetanja 9
   5.2. Procedure uzlijetanja 9
   5.3. MAT krivulje uzlijetanja 10
   5.4. Duljine za uzlijetanje 16
6. Putanje leta nakon uzlijetanja 31
7. Zaključak 33

Literatura 34

Popis kratica 35

Popis slika 37

Popis tablica 38

1. Uvod

Predmet završnog rada je izračun performansi uzlijetanja za zrakoplov Let L-410T. U radu će biti navedene sve tehničke karakteristike zrakoplova i način izračuna njegovih performansi uzlijetanja. Završni rad se sastoji od šest poglavlja:

1. Uvod,

2. Uzlijetanje zrakoplova

3. Zrakoplov Let L-410T,

4. Tehničke karakteristike zrakoplova (L-410UVP-E20),

5. Performanse uzlijetanja,

6. Putanje leta nakon uzlijetanja, te

7. Zaključak.

Prvo poglavlje završnog rada je Uvod u kojem se iznose predmet rada te njegova struktura.

Nakon uvodnog poglavlja slijedi drugo poglavlje u kojem su ukratko opisani uzlijetanje zrakoplova, utjecaji čimbenika na duljinu za uzlijetanje i performanse klase A kojoj pripada zrakoplov Let L-410T.

Treće poglavlje obuhvaća razvoj, dizajn i inačice zrakoplova Let L-410T.

U četvrtom poglavlju opisane su tehničke karakteristike zrakoplova L-410UVP-E20, kao najčešće inačice zrakoplova Let L-410T.

U petom poglavlju je opisan glavni cilj ovog rada, a to je izračun performansi uzlijetanja, temeljen na zrakoplovu L-410UVP-E20. Izračun performansi uzlijetanja temelji se na zrakoplovnom letnom priručniku za ovu inačicu zrakoplova, gdje su opisane brzine uzlijetanja, procedure uzlijetanja, MAT (*Mass-Altitude-Temperature*; masa-visina-temperatura) krivulje uzlijetanja i duljine za uzlijetanje.

U šestom poglavlju ukratko su objašnjene putanje leta nakon uzlijetanja, jer je to dio leta koji pripada penjanju i dolasku zrakoplova na visinu za novi režim leta, krstarenje.

Sedmi dio rada je Zaključak koji je donesen na temelju istraživanja i vlastitih promišljanja.

Na kraju rada se uz popis literature nalazi i popis kratica, slika i tablica prikazanih u tekstu rada.

2. Uzlijetanje zrakoplova

Uzlijetanje zrakoplova je dio operacije zrakoplova koji predstavlja udaljenost koju zrakoplov prijeđe od trenutka otpuštanja kočnica na USS-i do visine *screena*. Za bilo koje uzlijetanje treba se utvrditi da potrebna duljina za uzlijetanje u određenim uvjetima ne prekoračuje raspoloživu duljinu za uzlijetanje [1].

Potrebna duljina za uzlijetanje može se podijeliti u dva segmenta:

- udaljenost koju zrakoplov prijeđe tijekom zaleta i rotacije i
- udaljenost koju zrakoplov prijeđe tijekom tranzicije, tj. uzleta i poleta do visine *screena* [1].

Za bilo koje uzlijetanje, potrebna duljina za zalet i potrebna duljina za uzlijetanje ne smiju prekoračiti raspoložive duljine za uzlijetanje aerodroma.

2.1. Utjecaji različitih čimbenika na duljinu za uzlijetanje

Čimbenici koji utječu na duljinu za uzlijetanje su: masa uzlijetanja zrakoplova, gustoća zraka, vjetar, stanje površine i nagib USS-e, položaj zakrilaca te kontaminacija zrakoplovne strukture [1].

Masa zrakoplova je jako značajan čimbenik kada su u pitanju performanse zrakoplova. Kod uzlijetanja, veća masa ima za posljedicu da zrakoplov slabije ubrzava. Ne samo da utječe na ubrzanje zrakoplova već i na trenje koje kotači stvaraju na podlogu te kao rezultat dobivamo da je potrebna veća duljina za uzlijetanje [1].

Gustoća zraka je određena tlakom (visinom), temperaturom i vlažnošću zraka. Gustoća zraka utječe na snagu ili potisak motora i TAS (*true airspeed*) za dani IAS (*indicated airspeed*). Mala gustoća zraka smanjuje snagu ili potisak, povećava TAS, te povećava duljinu za uzlijetanje [1].

Uzgon i otpor ovise o brzini u odnosu na zrak, a duljina za uzlijetanje ovisi o brzini u odnosu na zemlju. Čeona komponenta vjetra će stoga smanjivati brzinu u odnosu na zemlju te duljinu za uzlijetanje. Leđna komponenta vjetra će povećavati brzinu u odnosu na zemlju i duljinu za uzlijetanje. Regulative za sve klase zrakoplova zahtijevaju da se prilikom proračuna potrebne duljine za uzlijetanje uzima samo 50% vrijednosti čeone komponente vjetra, odnosno 150% vrijednosti leđne komponente vjetra. Bočna komponenta vjetra ne utječe na duljinu za uzlijetanje [1].

Stanje USS-e jedan je od najvažnijih čimbenika tijekom uzlijetanja. Za utvrđivanje stanja USS-e, sa stajališta karakteristika kočenja, mjeri se koeficijent trenja. To se obavlja povremeno, a osobito onda kada postoje razlozi, npr. voda, snijeg ili led na stazi, i prenosi se

pilotima. Kontaminati poput kiše, snijega, bljuzgavice itd. mijenjaju taj koeficijent pa shodno tome mijenja se i duljina za uzlijetanje. Tako primjerice za USS-u koja je prekrivena bljuzgavicom, zrakoplovu je potrebna veća duljina za uzlijetanje. Također se pojavljuje mogućnost pojave hidroplaninga uslijed kojeg dolazi do naglog smanjenja trenja uzrokovanog nakupinom vode između kotača zrakoplova i USS-e [1].

Na performanse zrakoplova kod uzlijetanja također utječe i nagib USS-e. Nagib može imati pozitivan i negativan utjecaj. Prilikom uzlijetanja, gledajući u smjeru uzlijetanja, ako je staza nagnuta prema dolje, zrakoplov će ostvariti puno veće ubrzanje tijekom zaleta te će zrakoplovu trebati manja duljina za uzlijetanje jer mu komponenta sile gravitacije ide u korist. Ako je staza nagnuta prema gore, komponenta sile gravitacije stvara dodatan otpor tijekom zaleta pa je zrakoplovu potrebna veća duljina za uzlijetanje [1].

Zakrilca utječu na maksimalni koeficijent uzgona i na otpor. Povećanje kuta zakrilaca povećava maksimalni koeficijent uzgona što smanjuje brzinu sloma uzgona i brzinu uzlijetanja. Ukupan rezultat je smanjenje duljine za uzlijetanje. Povećanje kuta zakrilaca također povećava i otpor, što smanjuje ubrzanje tijekom uzlijetanja i povećava duljinu za uzlijetanje. Duljina za uzlijetanje će se smanjivati sa povećanjem kuta zakrilaca do određenog kuta kada će početi rasti. Za svaki tip zrakoplova može se odrediti najpovoljniji položaj, tj. kut zakrilaca. Svako odstupanje od tog kuta uzrokovat će povećanje duljine za uzlijetanje [1].

Podaci o performansama bilo kojeg zrakoplova podrazumijevaju da zrakoplov nije kontaminiran ledom, snijegom ili poledicom tijekom uzlijetanja. Ako je jedan od ovih kontaminata prisutan, performanse zrakoplova će biti smanjene i duljina za uzlijetanje će biti veća [1].

2.2. Performanse klase A

Skupina zrakoplova klase A obuhvaća sve višemotorne turbomlazne zrakoplove i višemotorne turboprop zrakoplove sa brojem sjedala većim od 9 ili maksimalnom masom za uzlijetanje većom od 5700 kg [2].

Za određivanje maksimalne dozvoljene mase za uzlijetanje potrebno je uzeti u obzir ograničenja određena: raspoloživom duljinom aerodroma, zahtjevima penjanja, nadvišavanjem prepreka, maksimalnom strukturalnom masom, ograničenjima čvrstoće USS-e, ograničenjima energije kočenja i ograničenjima brzine za gume [2].

Zrakoplov Let L-410T pripada ovoj skupini zrakoplova (19 sjedala; maksimalna masa za uzlijetanje je 6600 kg). O njegovom dizajnu, razvoju, inačicama i tehničkim karakteristikama govorit će se u sljedećim poglavljima.

3. Zrakoplov Let L-410T

Zrakoplov Let L-410 Turbolet je dvomotorni zrakoplov kratkog doleta izrađen u češkoj zrakoplovnoj tvrtci LET Kunovice. Namijenjen je za prijevoz putnika ili tereta. Prvi let je bio 16. travnja 1969. godine, a u uporabu je uveden 1970. godine. Najpopularniji je zrakoplov do 19 sjedala u povijesti sa 1200 proizvedenih zrakoplova. Zrakoplov je u mogućnosti slijetati na kratke i neasfaltirane USS-e te može provoditi zrakoplovne operacije u ekstremnim uvjetima od +50 °C do -50 °C [3], [4].



Slika 1. Let L-410UVP-E20, [5]

3.1. Razvoj

Razvoj L-410 je pokrenut 1960-ih u zrakoplovnoj tvrtci Czechoslovakian LET Kunovice. Sovjetski avioprijevoznik Aeroflot tražio je zamjenu za Antonov An-2 dajući početnu inicijativu za projekt tvrtci Let. Nakon pripremnih projektiranja pod oznakom L-400, zrakoplov je predstavljen kao L-410 Turbolet, te je prvi prototip, XL-410, poletio 16. travnja 1969. godine. Radi kašnjenja razvoja predviđenog češkog turbo-prop motora Walter M601, prototip i prvi proizvedeni zrakoplovi su pokretani motorima Pratt & Whitney Canada PT6A-27. Nakon završetka češkog motora izlazi nova inačica L-410M s motorima M601 na koje su ugrađeni trokraki propeleri Avia V508 [4], [6].

Sljedeća inačica za Aeroflot je bila L-410UVP. Radi povećanih površina i krila i repnih površina zrakoplov ima poboljšane STOL (*short take-off and landing*) karakteristike u

uzlijetanju i slijetanju. Radi povećane mase i pomaka težišta, zrakoplovu je smanjen broj sjedala na 15 [4].

Najčešća inačica je L-410UVP-E. Maksimalna masa uzlijetanja je 6400 kg, ima snažnije motore M601E, nove peterokrake propelere V510, a na vrhovima krila ugrađeni su spremnici za gorivo čime se povećao i dolet zrakoplova. Prvi let je bio 1984. godine, a proizvodnja je počela 1986. godine. L-410UVP-E9 i UVP-E20 su inačice koje se razlikuju od drugih samo u manjim izmjenama koje su proizašle iz različitih propisa za dobivanje dozvole [4].

Zadnji član obitelji L-410 je L-420 koji koristi nove inačice Walter motora M601F. L-410UVP-E20, koji se još uvijek proizvodi, pogoni nova inačica motora M601 pod imenom GE H80-200 na koje su ugrađeni novi peterokraki propeleri Avia Av-725 [4].

Ruska kompanija UGMK (Iskander Machmudov) je 3. rujna 2013. godine postala punopravni vlasnik tvrtke LET Kunovice Aircraft Industries. UGMK je 7. srpnja 2015. godine predstavio L-410NG, prvi zrakoplov proizveden u Rusiji [4].

3.2. Dizajn

L-410UVP-E (najčešća inačica L-410) je putnička inačica s kabinom pod tlakom pokretana s motorima Avia V510 s peterokrakim propelerom. Opremljena je s uvlačivim podvozjem. Zrakoplov koristi dva hidraulička sustava: glavni i u slučaju opasnosti. Glavni električni sustav koristi istosmjernu struju napona 28V. Sustav za odleđivanje zrakoplova čine pneumatski odleđivači uzduž napadne ivice krila koje se u slučaju nakupljanja leda napušu i električni grijači na propelerima, vjetrobranskom staklu pilotske kabine i pitot-statičkom sustavu. Maksimalna masa uzlijetanja L-410 UVP-E je 6400 kg uz mogućnost povećanja do 6600 kg za E9 i E20 inačice. Broj putnika koje može prevesti je od 17 do 19. Brzina krstarenja je 170 KIAS (brzina u čvorovima prema indikatorima pitot-statičkog sustava), a maksimalni dolet oko 770 NM (1430 km). Avion ima dozvolu za IFR (*instrument flight rules*) let, CAT (*clear-air turbulence*) i ILS (*instrument landing system*) prilaz i letove u uvjetima zaleđivanja [4], [6].

3.3. Inačice

L-410 – prototip, napravljena su tri aviona.

L-410A – prvi izrađeni avioni s turboprop motorima Pratt & Whitney PT6A-27. Napravljeno je dvanaest zrakoplova.

L-410AB – inačica s četverokrakim propelerom.

L-410AF – inačica za fotografiranje iz zraka isporučena u Mađarsku.

L-410AG – inačica s modificiranom opremom. Nikad nije napravljena.

L-410AS – zrakoplov za testiranje isporučen tadašnjem SSSR-u. Napravljeno je pet zrakoplova.

L-410FG – inačica za mjerenja i kartografiju koja se zasniva na L-410UVP.

L-410M – druga serija s motorima Walter M601A.

L-410AM – poboljšana inačica s motorima M601B, poznata i kao L-410MA ili L-410MU.

L-410UVP (*Ukorochennaya vzlot-posadka, short take-off and landing*) – treća, temeljno izmijenjena serija, s manjim prtljažnim prostorom. Raspon krila je povećan za 0,80 m i ima veći horizontalni stabilizator. UVP inačice imaju STOL karakteristike.

L-410UVP-S – UVP salon inačica s ulaznim stepenicama.

L-410UVP-E – inačica s motorima M601E koji pokreću peterokraki propeler i s dodatnim spremnicima za gorivo ugrađenim na vrhovima krila.

L-410T – transportna UVP inačica s većim vratima (1,25 m x 1,46 m). Kao medicinski zrakoplov može prevesti, uz medicinsko osoblje, šest osoba u ležećem položaju, a kao sportski avion može prevesti dvanaest padobranaca. Također može prevesti tonu *cargo* kontejnera.

L-420 – nadograđena inačica L-410UVP-E aviona s novim motorima M601F. Certificirana je inačica zrakoplova L-410UVP-E20.

L-410NG – nova inačica sa novim motorima GE H85, dužim nosom zrakoplova, većim stražnjim prtljažnim prostorom, novim krilima i novim *glass cockpitom*. Trup je isti kao i kod klasičnog L-410, ali je napravljen od novih materijala. Snaga je povećana sa prijašnjih 800 SHP na 850 SHP, a brzina do 223 kn (412 km/h). Maksimalna masa uzlijetanja je povećana 500 kg te iznosi 7000 kg, a dolet je povećan sa 820 NM na 1350 NM. Kapacitet goriva je povećan sa 1300 kg na 2450 kg, a istrajnost sa 5 h na 9 h.

Izvor: [4]

4. Tehničke karakteristike zrakoplova (L-410UVP-E20)

U ovom poglavlju su navedene osnovne karakteristike i performanse zrakoplova L-410UVP-E20, kao najraširenije i najčešće upotrebljavane inačice zrakoplova L-410.

4.1. Osnovne karakteristike

Kapacitet: 19 putnika

Korisna nosivost: 1800 kg (3968 lb)

Duljina: 14,42 m (47,30 ft)

Raspon krila: 19,98 m (65,55 ft)

Visina: 5,97 m (19,55 ft)

Površina krila: 34,86 m^2 (375,2 ft^2)

Masa praznog zrakoplova: 4200 kg (10582 lb)

Masa zrakoplova s teretom: 6000 kg (13228 lb)

Maksimalna masa uzlijetanja: 6600 kg (14550 lb)

Maksimalna masa slijetanja: 6400 kg (14109 lb)

Kapacitet goriva: 1300 kg (2866 lb)

Pogonski sustav: 2 × General Electric H80-200 turboprop motori, 597 kW (800 HP) svaki

Propeleri: Avia 5-blade AV 725

Promjer propelera: 2,30 m (7,50 ft)

Izvori: [4], [7]

4.2. Performanse

Brzina krstarenja: 405 km/h TAS (219 KTAS) max cruise

Dolet: 510 km (275 NM) 1800 kg korisne nosivosti, ISA, FL140, 45 min rezerva

Ferry range: 1500 km (810 NM)

Istrajnost: 5.1 h

Praktični vrhunac leta: 8382 m (27500 ft); s jednim motorom: 4755 m (15600 ft)

Brzina uzdizanja: 8,50 m/s (1673 ft/min); s jednim motorom: 1,8 m/s (354 ft/min)

Potrošnja goriva: 240 kg/h (77 gal/h)

Polijetanje (ISA, SL, maksimalna masa uzlijetanja): 510 m (1673 ft)

Slijetanje (ISA, SL, maksimalna masa slijetanja): 500 m (1640 ft)

Izvori: [4], [7]

5. Performanse uzlijetanja

5.1. Brzine uzlijetanja

Kada su zakrilca postavljena na 18° brzina odluke V_1 je varijabilna, tj. određuje se prema dijagramima. Brzina rotacije V_R iznosi 81 KIAS (150 km/h IAS). Sigurnosna brzina uzlijetanja V_2 iznosi 84 KIAS (155 km/h IAS). Ove brzine (V_R i V_1) ne ovise o masi i težištu [8].

Kada su zakrilca postavljena na 0° brzina odluke V_1 je također varijabilna, tj. određuje se prema dijagramima. Brzina rotacije V_R iznosi 97 KIAS (180 km/h IAS). Sigurnosna brzina uzlijetanja V_2 iznosi 97 KIAS (180 km/h IAS). Ove brzine (V_R i V_2) ne ovise o masi i težištu [8].

5.2. Procedure uzlijetanja

Informacije o performansama uzlijetanja kada su zakrilca postavljena na 18° zasnivaju se na sljedećim pilotskim tehnikama.

Kod procedure normalnog uzlijetanja, prilikom korištenja kočnica i prekidača NOSE WHEEL STEERING koji je postavljen u mod PEDAL, TCL (*throttle control lever*) se treba pomicati lagano prema naprijed do pozicije koja omogućava da se zrakoplov sigurno zadržava u stanju mirovanja korištenjem kočnica, sa poznatim uvjetima na površini USS-e. Snaga se povećava do maksimalne snage za uzlijetanje uz istodobno otpuštanje kočnica. Zrakoplov se zadržava na svim kotačima dok se ne postigne V_R = 81 KIAS. Na brzini od 81 KIAS, pilot rotira zrakoplov do položaja za uzlijetanje koji iznosi maksimalno 10°. Nakon odvajanja od USS-e na visini 10-16 ft (3-5 m) se uvlači podvozje. Penjanje počinje na brzini V_2 = 84 KIAS od visine 35 ft (10.7 m) do 400 ft (122 m). Na visini 400 ft, pri brzini uzdizanja od 600 fpm (3 m/s), zrakoplov se treba ubrzati do brzine 94 KIAS (175 km/h IAS), uvući zakrilca i povećati brzinu do 108 KIAS (200 km/h IAS). Nakon toga se smanji snaga motora do maksimalne kontinuirane snage i nastavlja se penjati sa brzinom 108 KIAS. Smanjenje snage se započinje smanjenjem momenta vratila elise na 90% kao maksimum. Samo tada se mogu upravljačke poluge propelera postaviti na 1900 RPM. Na visini 1500 ft (457 m) iznad USS-e zrakoplov se ubrzava do brzine 135 KIAS (250 km/h IAS) i pilot gasi stand-by režim spojlera i sustava za automatsko upravljanje zrakoplovom oko njegove uzdužne osi [8].

Kod procedure uzlijetanja sa ubrizgavanjem vode, pilotska tehnika je ista kao i kod procedure normalnog uzlijetanja. Performanse zrakoplova, za ovu proceduru, se određuju ako su temperature zraka +23 °C (73 °F) ili više, ili pomoću dijagrama atmosferskog tlaka i temperature zraka. Pri momentu vratila elise od minimalno 60%, kopilot treba pokrenuti ubrizgavanje vode. Normalan rad sustava ubrizgavanja vode karakterizira upaljeno svjetlo

ćelije WATER INJECTION i pad ITT za 20 do 30 °C prilikom pokretanja sustava. Na visini 1500 ft iznad USS-e ispušta se preostala voda u sustavu [8].

Informacije o performansama uzlijetanja kada su zakrilca postavljena na 0° zasnivaju se na sljedećim pilotskim tehnikama.

Kod procedure normalnog uzlijetanja, prilikom korištenja kočnica i prekidača NOSE WHEEL STEERING koji je postavljen u mod PEDAL, TCL se treba pomicati lagano prema naprijed do pozicije koja omogućava da se zrakoplov sigurno zadržava u stanju mirovanja korištenjem kočnica, sa poznatim uvjetima na površini USS-e. Snaga se povećava do maksimalne snage za uzlijetanje uz istodobno otpuštanje kočnica. Zrakoplov se zadržava na svim kotačima dok se ne postigne V_R = 97 KIAS. Na brzini od 97 KIAS, pilot rotira zrakoplov do položaja za uzlijetanje koji iznosi maksimalno 10°. Nakon odvajanja od USS-e na visini 10-16 ft (3-5 m) se uvlači podvozje. Penjanje počinje na brzini V_2 = 97 KIAS od visine 35 ft (10.7 m) do 400 ft (122 m). Na visini 400 ft, pri brzini uzdizanja od 600 fpm (3 m/s), zrakoplov se treba ubrzati do brzine 108 KIAS (200 km/h IAS). Nakon toga se smanji snaga motora do maksimalne kontinuirane snage i nastavlja se penjati sa brzinom 108 KIAS. Smanjenje snage se započinje smanjenjem momenta vratila elise na 90% kao maksimum. Samo tada se mogu upravljačke poluge propelera postaviti na 1900 RPM. Na visini 1500 ft (457 m) iznad USS-e zrakoplov se ubrzava do brzine 135 KIAS (250 km/h IAS) i pilot gasi stand-by režim spojlera i sustava za automatsko upravljanje zrakoplovom oko njegove uzdužne osi [8].

Kod procedure uzlijetanja sa ubrizgavanjem vode, pilotska tehnika je ista kao i kod procedure normalnog uzlijetanja. Performanse zrakoplova, za ovu proceduru, se određuju ako su temperature zraka +23 °C (73 °F) ili više, ili pomoću dijagrama atmosferskog tlaka i temperature zraka. Pri momentu vratila elise od minimalno 60%, kopilot treba pokrenuti ubrizgavanje vode. Normalan rad sustava ubrizgavanja vode karakterizira upaljeno svjetlo ćelije WATER INJECTION i pad ITT za 20 do 30 °C prilikom pokretanja sustava. Na visini 1500 ft iznad USS-e ispušta se preostala voda u sustavu [8].

5.3. MAT krivulje uzlijetanja

Slika 2. prikazuje dijagram za određivanje maksimalne dozvoljene mase uzlijetanja na temelju visine po tlaku aerodroma i temperature zraka.

Poznati uvjeti:

Motori: jedan motor neoperativan, ostali motori rade maksimalnom snagom za nepredviđene situacije

Propeleri: 2080 RPM

Zakrilca: 18°

Podvozje: uvučeno

Grijanje: isključeno

Sustav odleđivanja: isključen

Brzina: $V_2 = 84$ KIAS

Primjer:

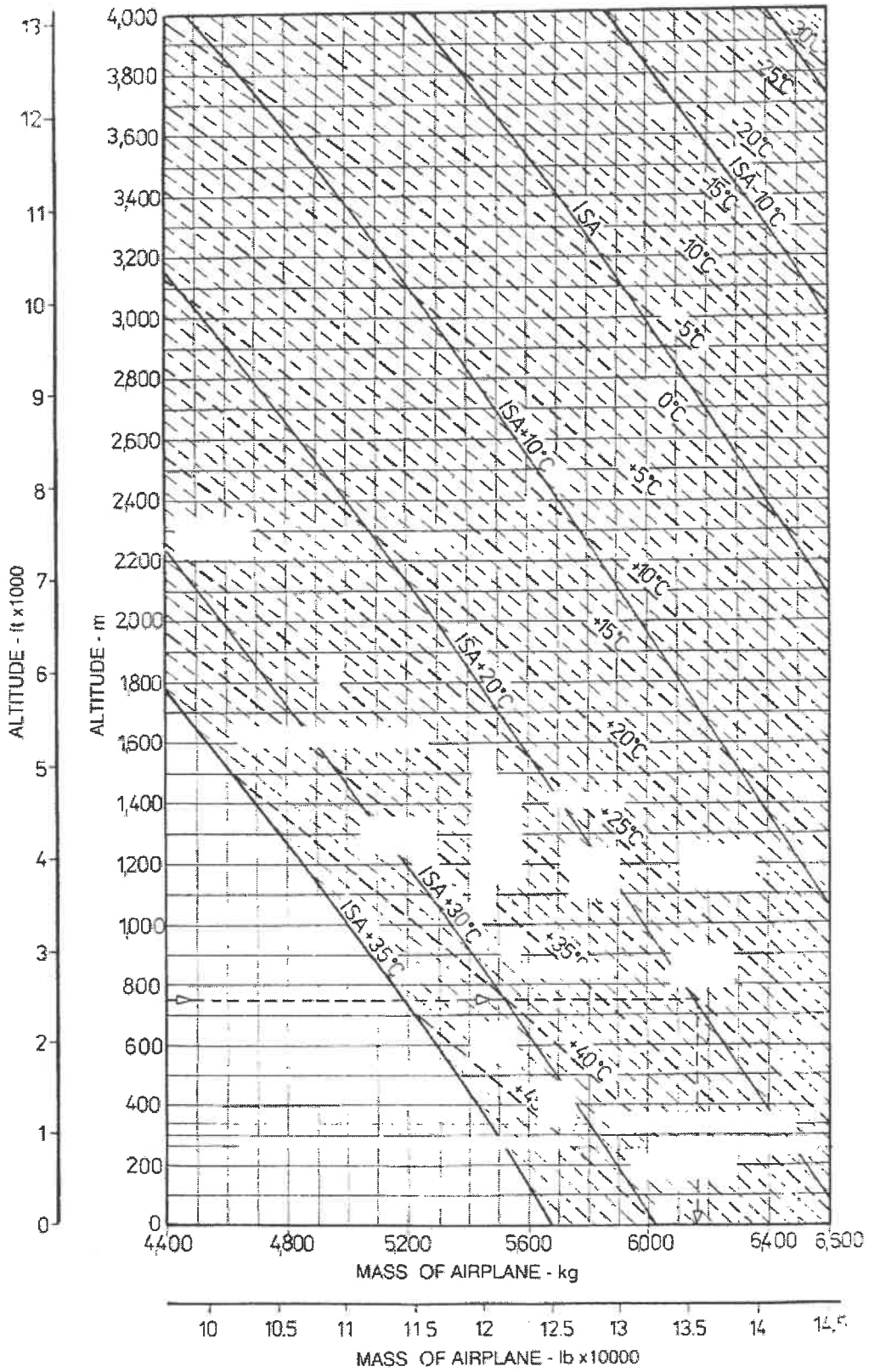
Uneseni podaci:

Visina aerodroma po tlaku: 2459 ft (750 m)

Temperatura zraka: 30 °C (86 °F)

Rezultat:

Maksimalna dozvoljena masa za uzlijetanje: 13580 lb (6160 kg); slika 2.



Slika 2. Maksimalna dozvoljena masa za uzlijetanje određena na temelju visine po tlaku i temperature zraka (zakrilca postavljena na 18°), [8]

Dijagram (slika 3.) prikazuje krivulje za određivaje maksimalne dozvoljene mase za uzlijetanje na temelju visine po tlaku aerodroma i temperature zraka za gross gradijent penjanja sa jednim motorom neoperativnim od 2,4% [8].

Dijagram (slika 4.) prikazuje krivulje za određivanje maksimalne dozvoljene mase za uzlijetanje na temelju visine po tlaku aerodroma i temperature zraka za maksimalnu energiju u slučaju nužde od 5,4 MJ apsorbiranu od svake kočnice tijekom prekinutog uzlijetanja [8].

Poznati uvjeti:

Motori: jedan motor neoperativan, ostali motori rade maksimalnom snagom za nepredviđene situacije

Propeleri: 2080 RPM

Zakrilca: 0°

Podvozje: uvučeno

Grijanje: isključeno

Sustav odleđivanja: isključen

Brzina: $V_2 = 94$ KIAS

Primjer:

Uneseni podaci:

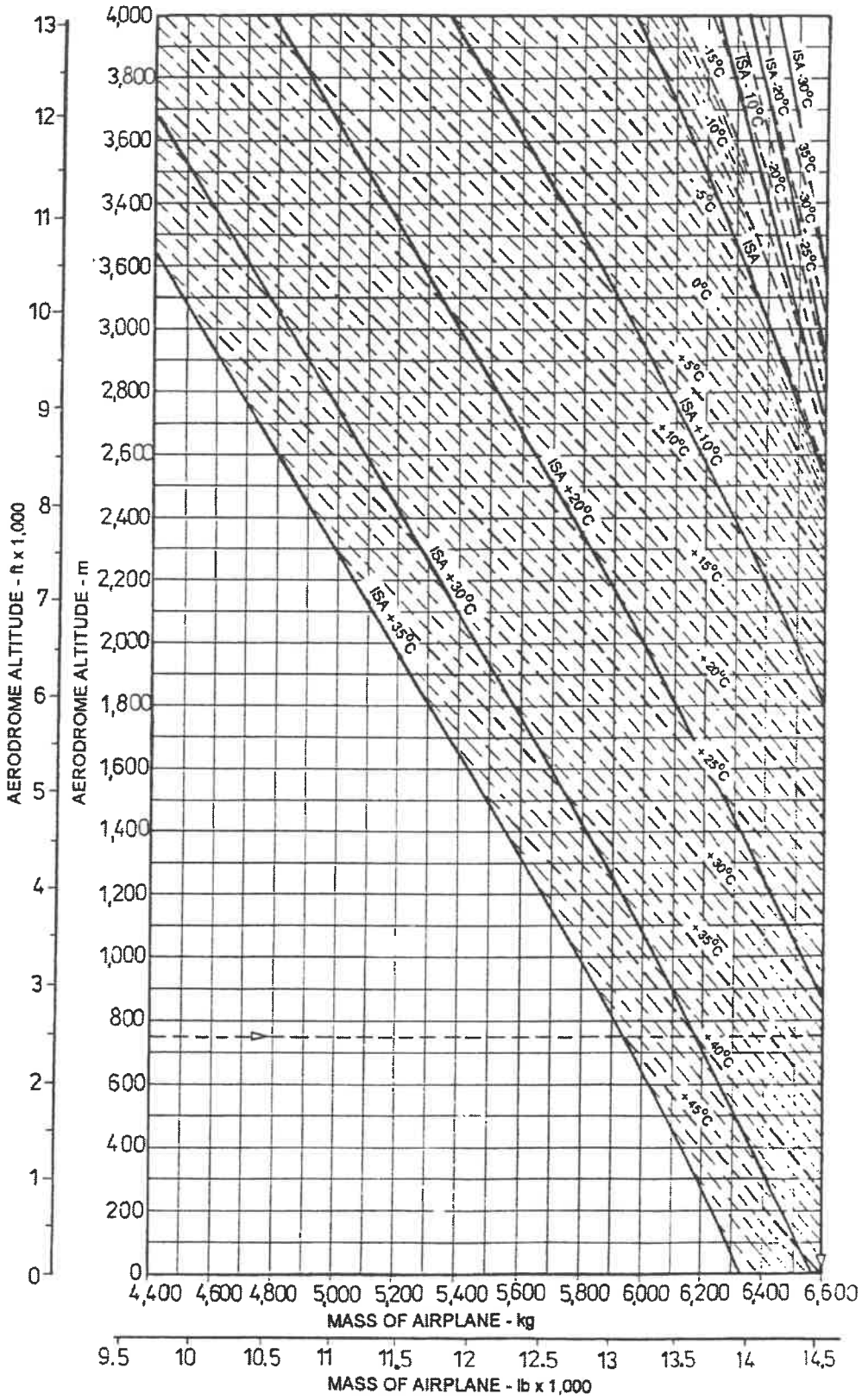
Visina aerodroma po tlaku: 2459 ft (750 m)

Temperatura zraka: 30 °C (86 °F)

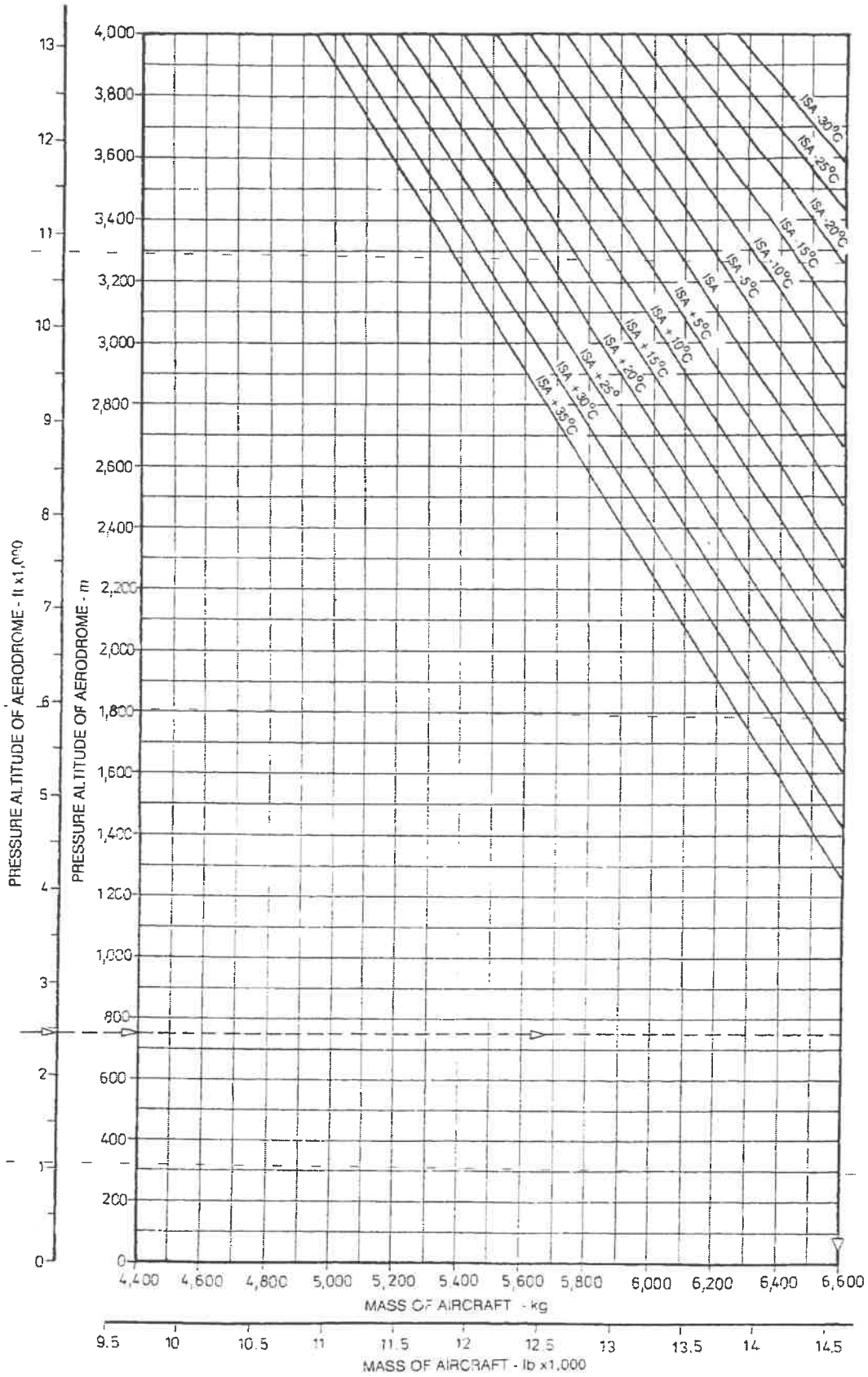
Rezultat:

Maksimalna dozvoljena masa za uzlijetanje: 14550 lb (6600 kg); slika 3.

14550 lb (6600 kg); slika 4.



Slika 3. Maksimalna dozvoljena masa za uzlijetanje određena na temelju visine po tlaku i temperature zraka (zakrilca postavljena na 0°), [8]

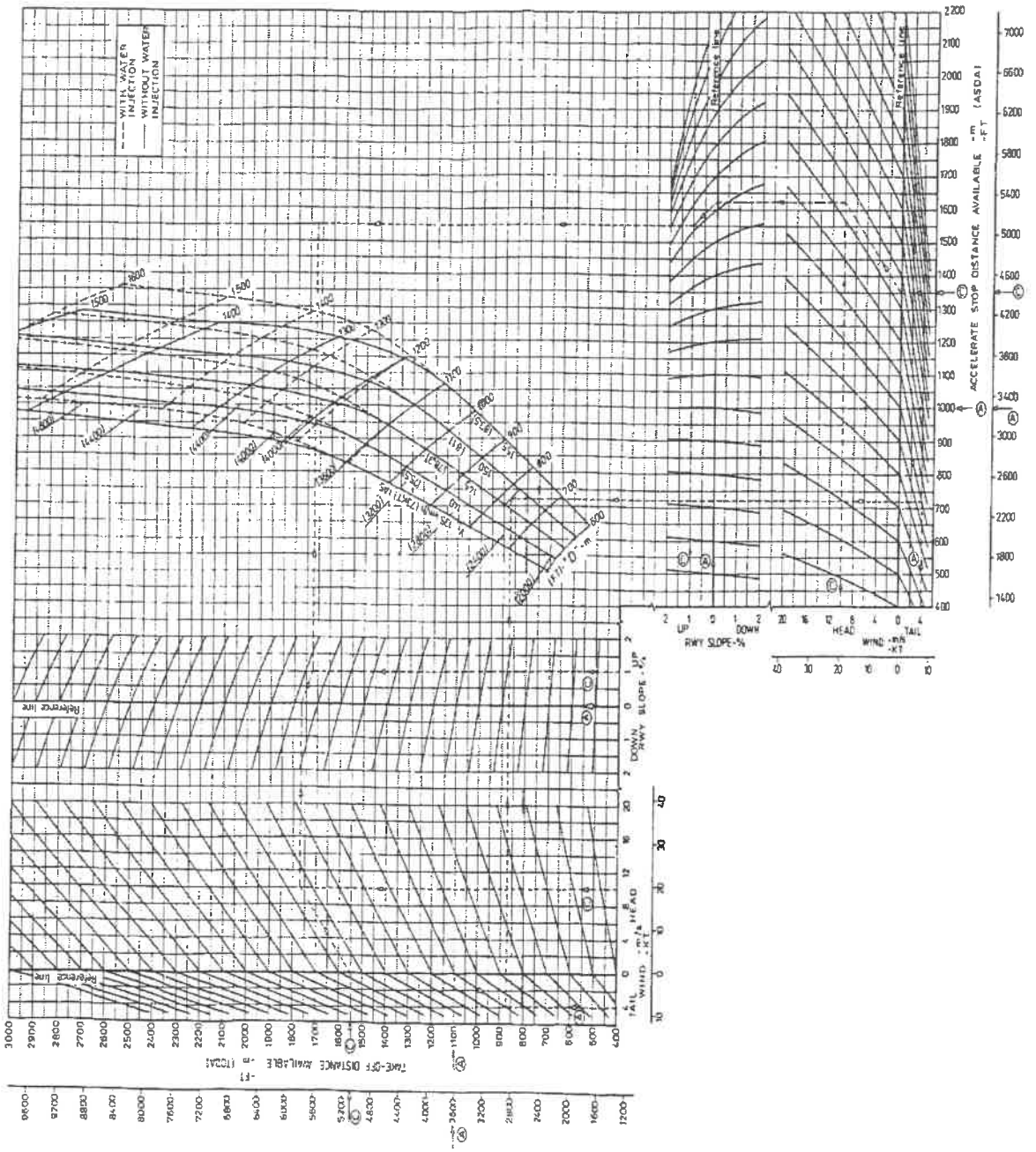


Slika 4. Maksimalna dozvoljena masa za uzlijetanje određena na temelju visine po tlaku i temperature zraka (zakrilca postavljena na 0°), [8]

5.4. Duljine za uzlijetanje

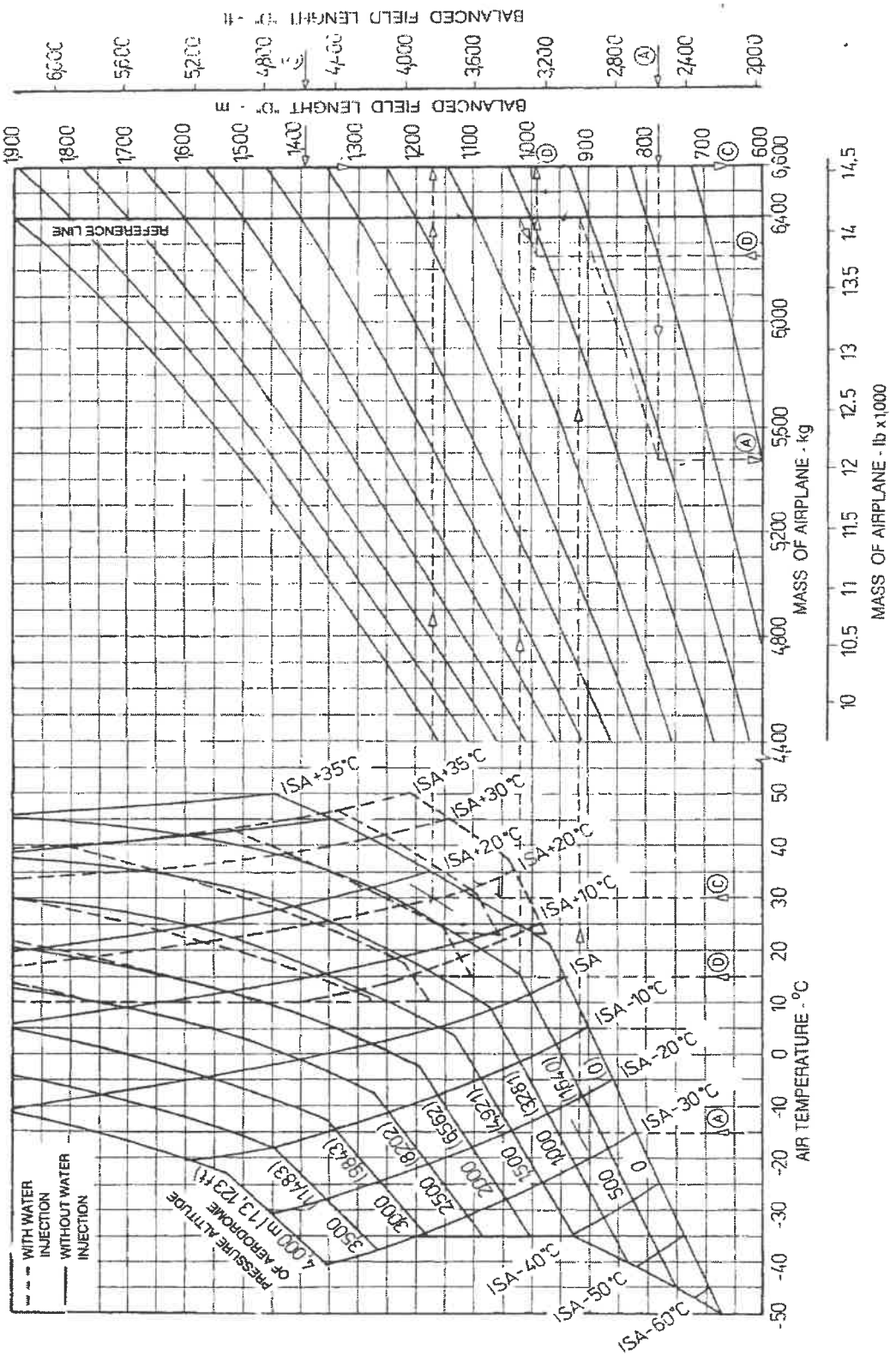
Duljine za uzlijetanje kada su zakrilca postavljena na 18° određuju se pomoću sljedećih dijagrama.

Koristeći dijagram (slika 5.) određuje se vrijednost D i brzina odluke V_1 na temelju vrijednosti raspoložive duljine za uzlijetanje (TODA) i raspoložive duljine za ubrzanje i zaustavljanje (ASDA), nagiba USS-e i čeone ili leđne komponente vjetra. Ako horizontalna linija nacrtana na sredini dijagrama D siječe vertikalnu liniju izvan mreže linija (npr. ako je vrijednost V_1 veća od 84 KIAS), vrijednost D se treba očitati na sjecištu horizontalne linije i linije koja označava brzinu odluke V_1 = 84 KIAS. Ako horizontalna linija nacrtana na sredini dijagrama D siječe okomitu liniju unutar mreže linija (npr. ako je V_1 manje od 73 KIAS), vrijednost D se treba očitati na sjecištu vertikalne linije i linije koja označava brzinu odluke V_1 = 73 KIAS [8].



Slika 5. Vrijednost D i brzina odluke određeni na temelju TODA i ASDA (zakrilca postavljena na 18°), [8]

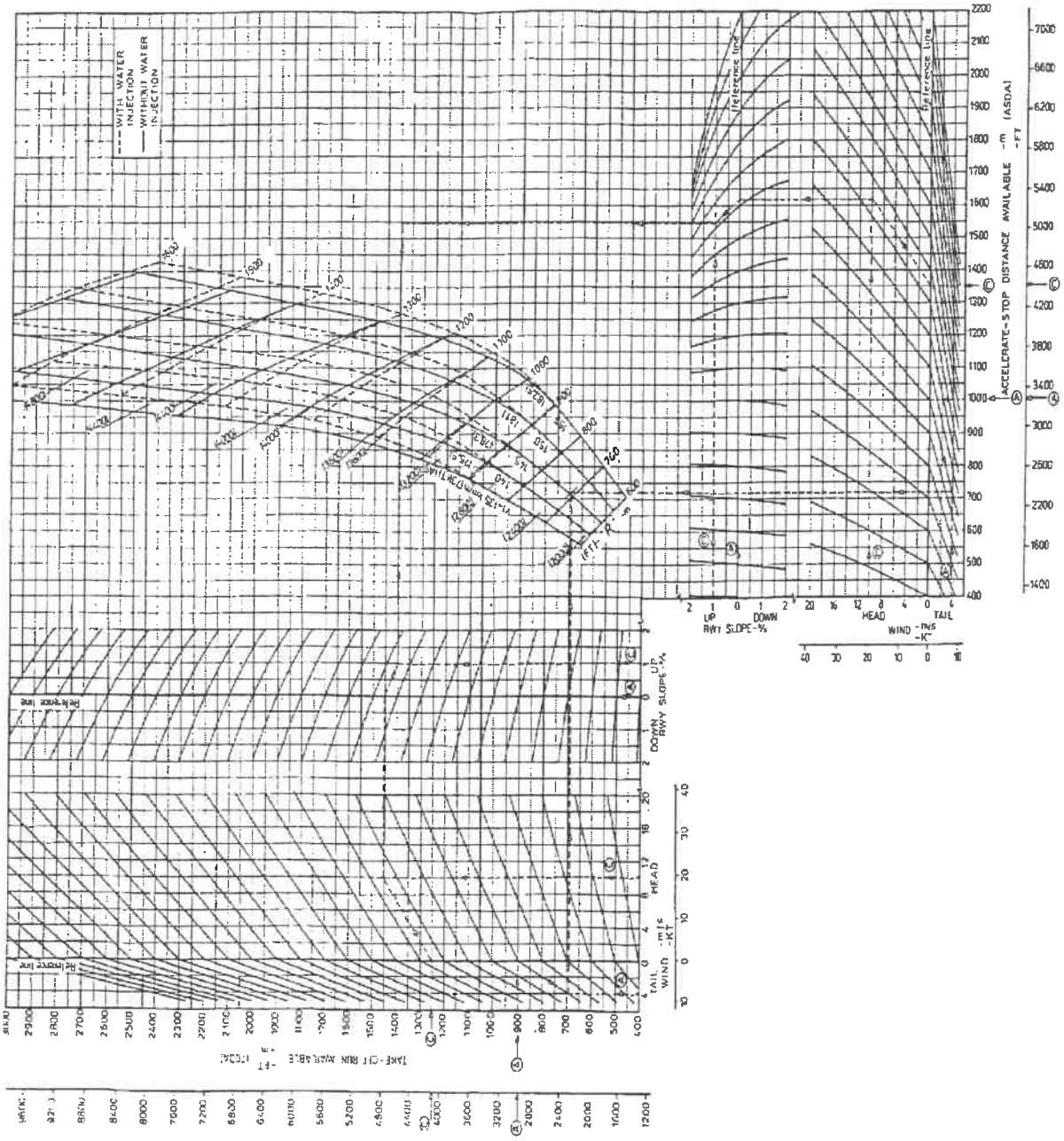
Koristeći dijagram (slika 6.) određuje se maksimalna dozvoljena masa za uzlijetanje na temelju temperature zraka, visine aerodroma i vrijednosti D.



Slika 6. Maksimalna dozvoljena masa određena na temelju TODA i ASDA (zakrilca postavljena na 18°), [8]

Koristeći dijagram (slika 7.) određuje se vrijednost R i brzina odluke V_1 na temelju raspoložive duljine za zalet (TORA) i raspoložive duljine za ubrzanje i zaustavljanje

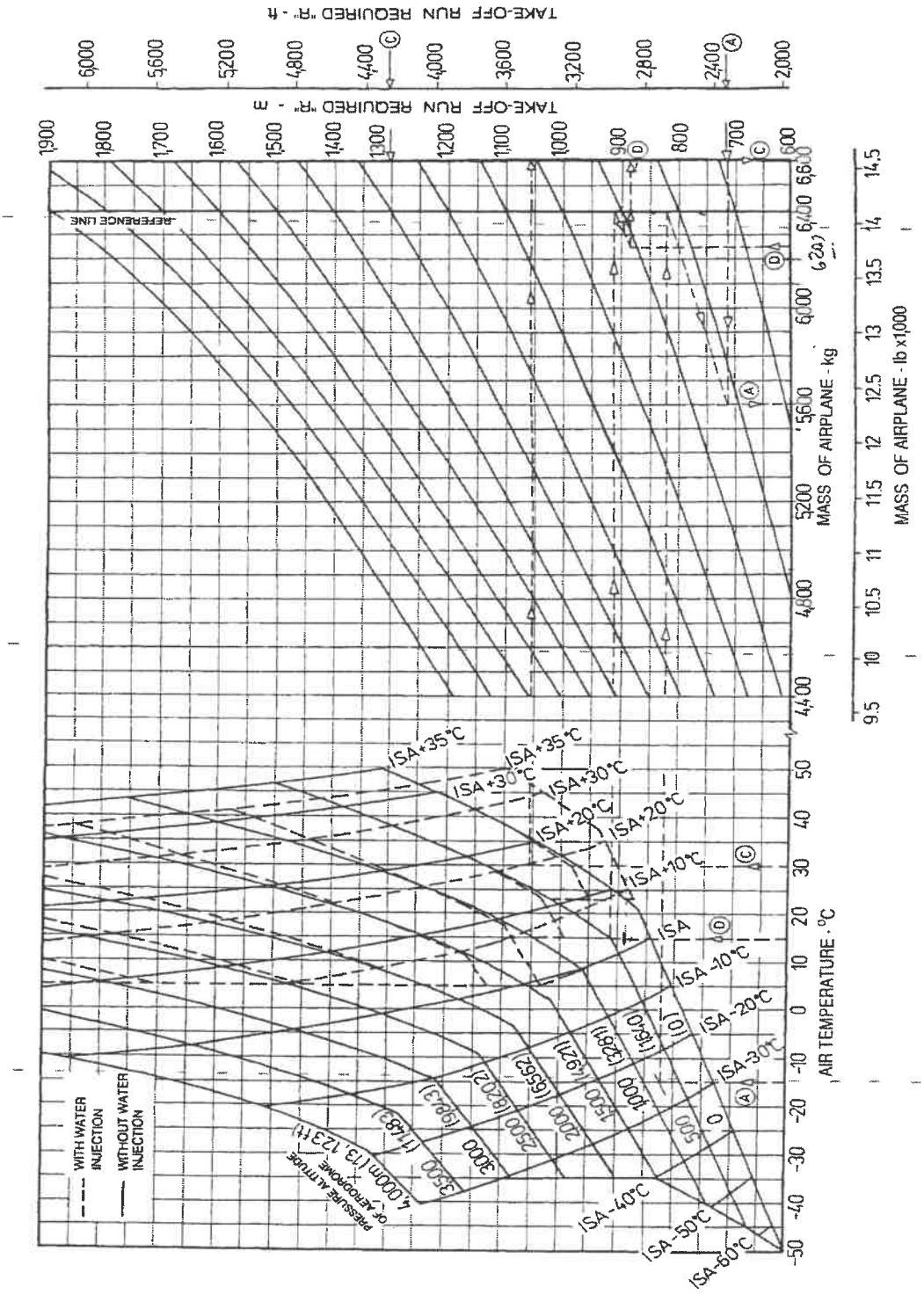
(ASDA), nagiba USS-e i čeone ili leđne komponente vjetra. Ako horizontalna linija nacrtana na sredini dijagrama R siječe vertikalnu liniju izvan mreže linija (npr. ako je vrijednost V_1 veća od 84 KIAS), vrijednost D se treba očitati na sjecištu horizontalne linije i linije koja označava brzinu odluke V_1 = 84 KIAS. Ako horizontalna linija nacrtana na sredini dijagrama R siječe okomitu liniju unutar mreže linija (npr. ako je V_1 manje od 73 KIAS), vrijednost D se treba očitati na sjecištu vertikalne linije i linije koja označava brzinu odluke V_1 = 73 KIAS [8].



Slika 7. Vrijednost R i brzina odluke određeni na temelju TORA i ASDA (zakrilca postavljena na 18°), [8]

Krivulje za ispravke utjecaja vjetra u dijagramima (slike 5. i 7.) su određene za 50% vrijednosti brzine čeone komponente vjetra i 150% vrijednosti brzine leđne komponente vjetra. Ako je brzina vjetra veća od 38,8 kn (20 m/s), u dijagramu se koristi vrijednost 38,8 kn (20 m/s) [8].

Koristeći dijagram (slika 8.) određuje se maksimalna dozvoljena masa za uzlijetanje na temelju temperature zraka, visine aerodroma i vrijednosti R.



Slika 8. Maksimalna dozvoljena masa određena na temelju TORA i ASDA (zakrilca postavljena na 18°), [8]

Za određivanje brzine odluke V_1 koristi se manja masa dobivena na temelju vrijednosti D i R. Ako su maksimalne dozvoljene mase za uzlijetanje, dobivene na temelju vrijednosti D i R, iste i jednake maksimalnoj masi uzlijetanja od 14550 lb (6600 kg), koristi se veća V_1 (ako su različite) [8].

Vrijednosti dobivene na temelju dijagrama (slike 5. i 7.) vrijede za tvrdu i suhu USS-u. Utjecaj ostalih stanja površine USS-e treba se odrediti proračunom raspoloživih udaljenosti prije korištenja dijagrama (slike 5. i 7.) pomoću koeficijenata za stanja površine USS-e (tablice 1. i 2.).

Tablica 1. Koeficijenti za stanja površine USS-e za određivanje raspoložive duljine za zalet za uzlijetanje i raspoložive duljine za uzlijetanje

Tip i stanje površine USS-e	Koeficijent
Asfaltirana USS sa slojem bljuzge ili mokrog snijega do 0,5 in (12 mm)	1,21
Asfaltirana USS sa slojem vode ne višim od 0,4 in (10 mm)	1,21
Asfaltirana i neasfaltirana USS sa slojem suhog snijega do 2 in (50 mm)	1,17
Neasfaltirana USS sa slojem zbijenog snijega	1,25
Neasfaltirana mekana pješčana USS	1,05
Neasfaltirana USS sa čvrstoćom od 85,3 psi (6 kg/cm2)	1,55
Neasfaltirana blatnjava USS	1,47

Izvor: [8]

Tablica 2. Koeficijenti za stanja površine USS-e za određivanje raspoložive duljine za ubrzanje i zaustavljanje

Tip i stanje površine USS-e	Koeficijent
Asfaltirana USS sa koeficijentom trenja u rasponu od 0,5 do 0,45	1,06
Asfaltirana USS sa koeficijentom trenja u rasponu od 0,45 do 0,4	1,12
Asfaltirana USS sa koeficijentom trenja u rasponu od 0,4 do 0,36	1,19
Asfaltirana USS sa koeficijentom trenja u rasponu od 0,35 do 0,3	1,26
Asfaltirana USS sa koeficijentom trenja u rasponu od 0,3 do 0,25	1,34
Asfaltirana USS sa koeficijentom trenja u rasponu od 0,25 do 0,2	1,43
Asfaltirana USS sa slojem bljuzge ili mokrog snijega do 0,5 in (12 mm)	1,30
Asfaltirana USS sa slojem vode do 0,4 in (10 mm)	1,30
Asfaltirana i neasfaltirana USS sa slojem suhog snijega do 2 in (50 mm)	1,20
Neasfaltirana USS sa slojem zbijenog snijega	1,30
Neasfaltirana USS sa čvrstoćom od 85,3 psi (6 kg/cm2)	1,35
Neasfaltirana mekana pješčana USS	1,05
Neasfaltirana blatnjava USS	1,03

Izvor: [8]

Od masa dobivenih na temelju vrijednosti D i R koristi se ona manja kako bi se odredila maksimalna dozvoljena masa za uzlijetanje koja se zasniva duljinama za uzlijetanje.

Određivanje maksimalne mase uzlijetanja i brzine V_1:

Tablica 3. Poznati podaci za određivanje maksimalne mase uzlijetanja i brzine V_1

Primjer	A	C
Temperatura zraka	-15 °C (5 °F)	30 °C (86 °F)
Visina po tlaku aerodroma	2461 ft (750 m)	2461 ft (750 m)
TORA	2953 ft (900 m)	4101 ft (1250 m)
ASDA	3281 ft (1000 m)	4429 ft (1350 m)
TODA	3603 ft (1100 m)	5085 ft (1550 m)
Nagib USS-e	0%	1% uzbrdo
Vjetar	leđni vjetar 8 kn	čeoni vjetar 19,5 kn
Ubrizgavanje vode	ne	da

Tablica 4. Rezultati (zakrilca postavljena na 18°)

Primjer	A	C
Vrijednost D	2556 ft (779 m)	4567 ft (1392 m)
Brzina V_1 s obzirom na D	79,5 KIAS (147 km/h IAS)	84 KIAS (155 km/h IAS)
Maksimalna dozvoljena masa za uzlijetanje s obzirom na D	12081 lb (5480 kg)	14550 lb (6600 kg)
Vrijednost R	2336 ft (712 m)	4265 ft (1300 m)
Brzina V_1 s obzirom na R	75,5 KIAS (145 km/h IAS)	84 KIAS (155 km/h IAS)
Maksimalna dozvoljena masa za uzlijetanje s obzirom na R	12346 lb (5600 kg)	14550 lb (6600 kg)

Određivanje potrebne duljine za uzlijetanje (TOD), duljine za zalet i duljine za ubrzanje i zaustavljanje:

Poznati podaci:

Temperatura zraka: +15 °C (59 °F)

Visina po tlaku aerodroma: 1640 ft (500 m)

Ubrizgavanje vode: ne

Masa zrakoplova: 13779 lb (6250 kg)

Rezultati:

Potrebna duljina za uzlijetanje: 3247 ft (990 m); slika 5.

Potrebna duljina za zalet: 2903 ft (885 m); slika 7.

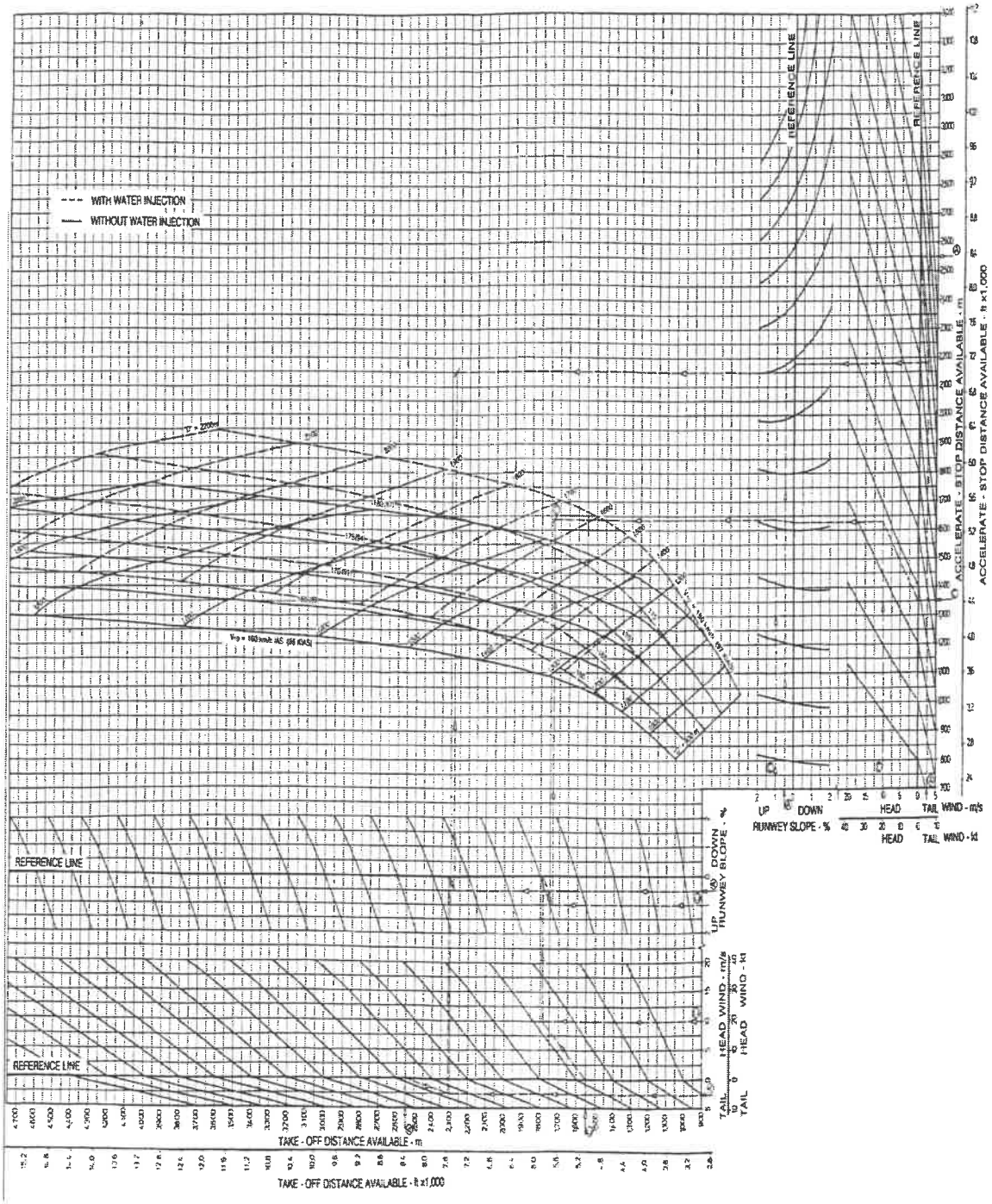
Potrebna duljina za ubrzanje i zaustavljanje: 3247 ft (990 m); slika 5.

2903 ft (885 m); slika 7.

Uzima se veća vrijednost.

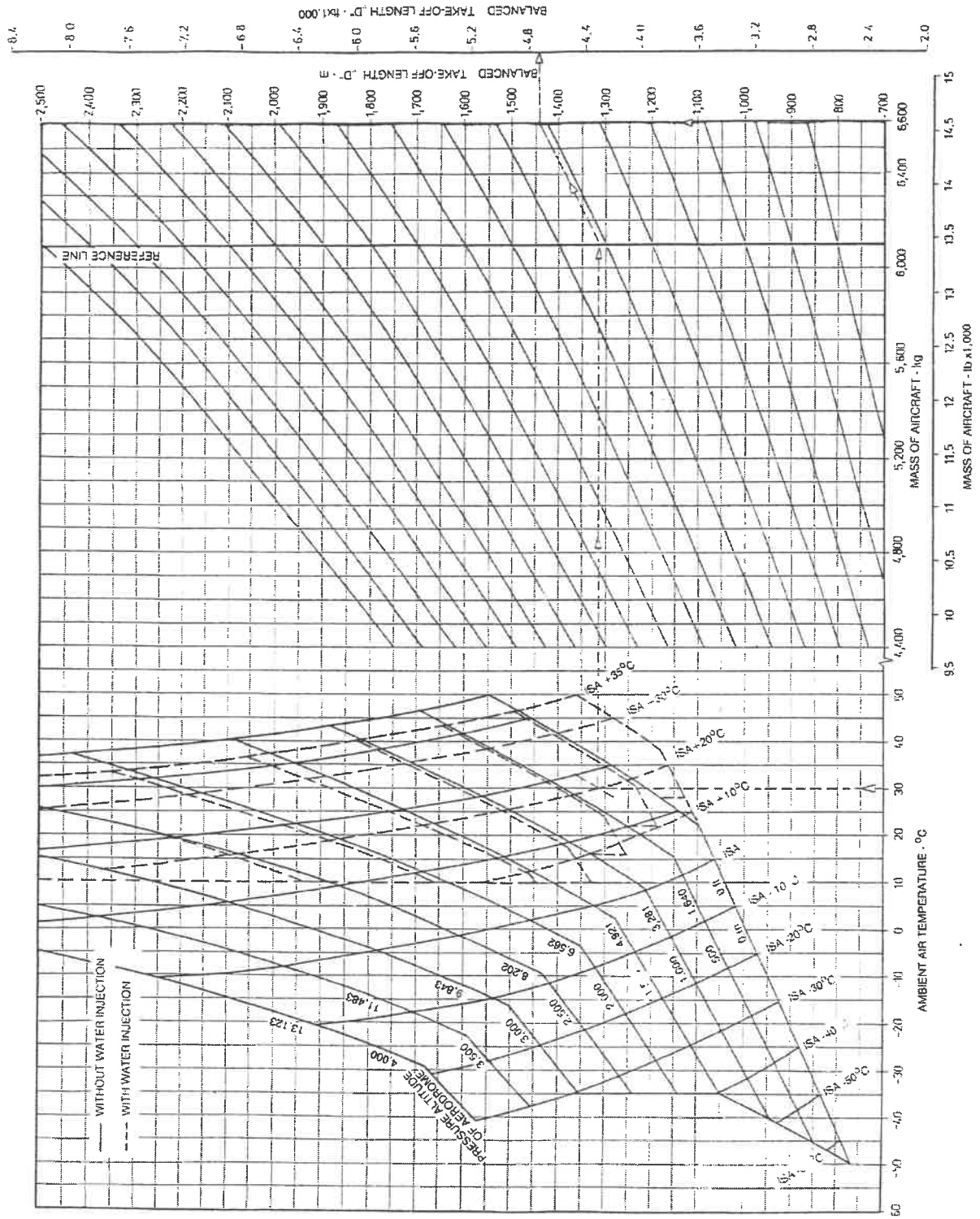
Duljine za uzlijetanje kada su zakrilca postavljena na 0° određuju se pomoću sljedećih dijagrama.

Koristeći dijagram (slika 9.) određuje se vrijednost D i brzina odluke V_1 na temelju vrijednosti raspoložive duljine za uzlijetanje (TODA) i raspoložive duljine za ubrzanje i zaustavljanje (ASDA), nagiba USS-e i čeone ili leđne komponente vjetra. Ako horizontalna linija nacrtana na sredini dijagrama D siječe vertikalnu liniju izvan mreže linija (npr. ako je vrijednost V_1 veća od 97 KIAS), vrijednost D se treba očitati na sjecištu horizontalne linije i linije koja označava brzinu odluke V_1 = 97 KIAS. Ako horizontalna linija nacrtana na sredini dijagrama D siječe okomitu liniju unutar mreže linija (npr. ako je V_1 manje od 86 KIAS), vrijednost D se treba očitati na sjecištu vertikalne linije i linije koja označava brzinu odluke V_1 = 86 KIAS [8].



Slika 9. Vrijednost D i brzina odluke određeni na temelju TODA i ASDA (zakrilca postavljena na 0°), [8]

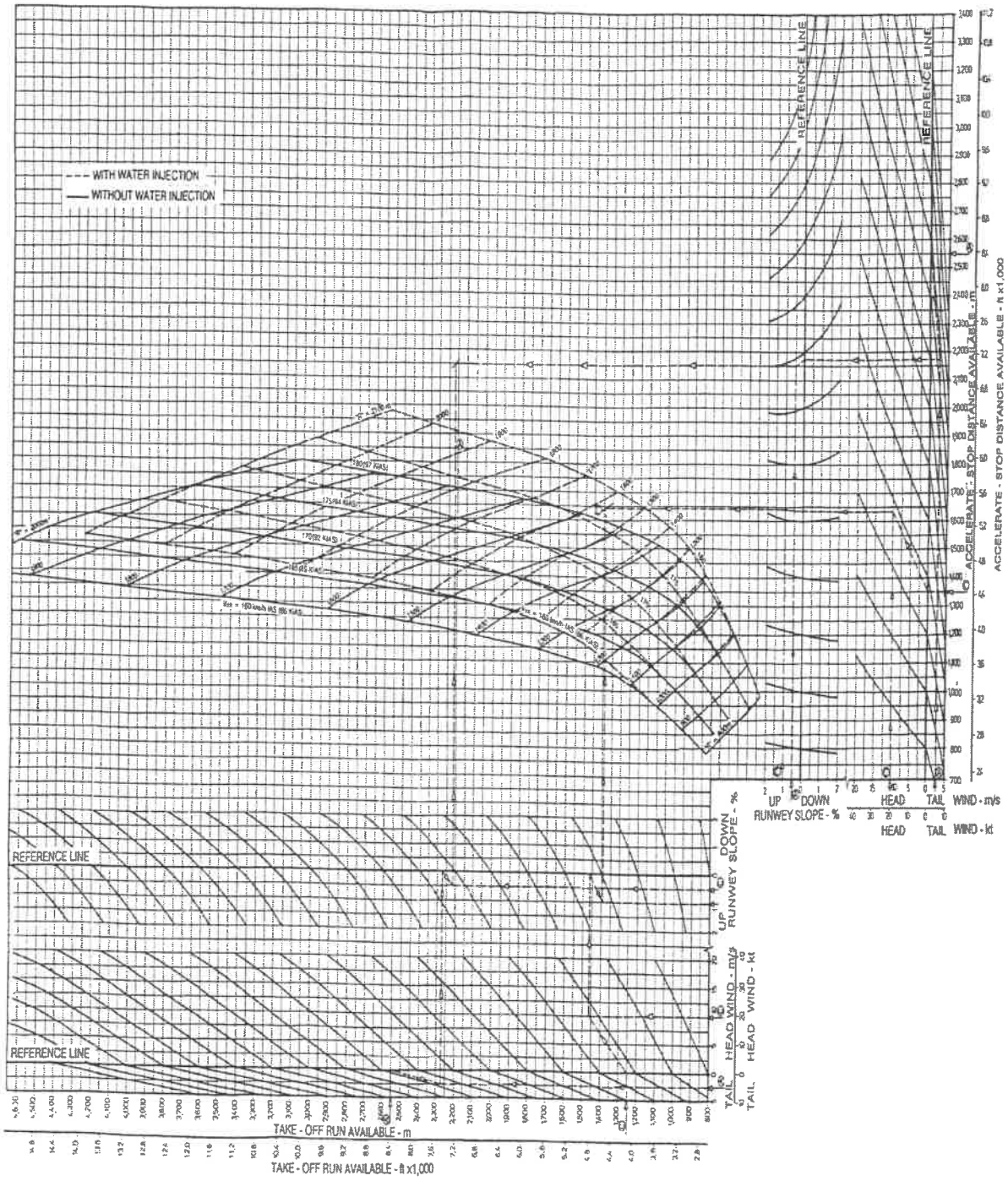
Koristeći dijagram (slika 10.) određuje se maksimalna dozvoljena masa za uzlijetanje na temelju temperature zraka, visine aerodroma i vrijednosti D.



Slika 10. Maksimalna dozvoljena masa određena na temelju TODA i ASDA (zakrilca postavljena na 0°), [8]

Koristeći dijagram (slika 11.) određuje se vrijednost R i brzina odluke V_1 na temelju raspoložive duljine za zalet (TORA) i raspoložive duljine za ubrzanje i zaustavljanje (ASDA), nagiba USS-e i čeone ili leđne komponente vjetra. Ako horizontalna linija nacrtana

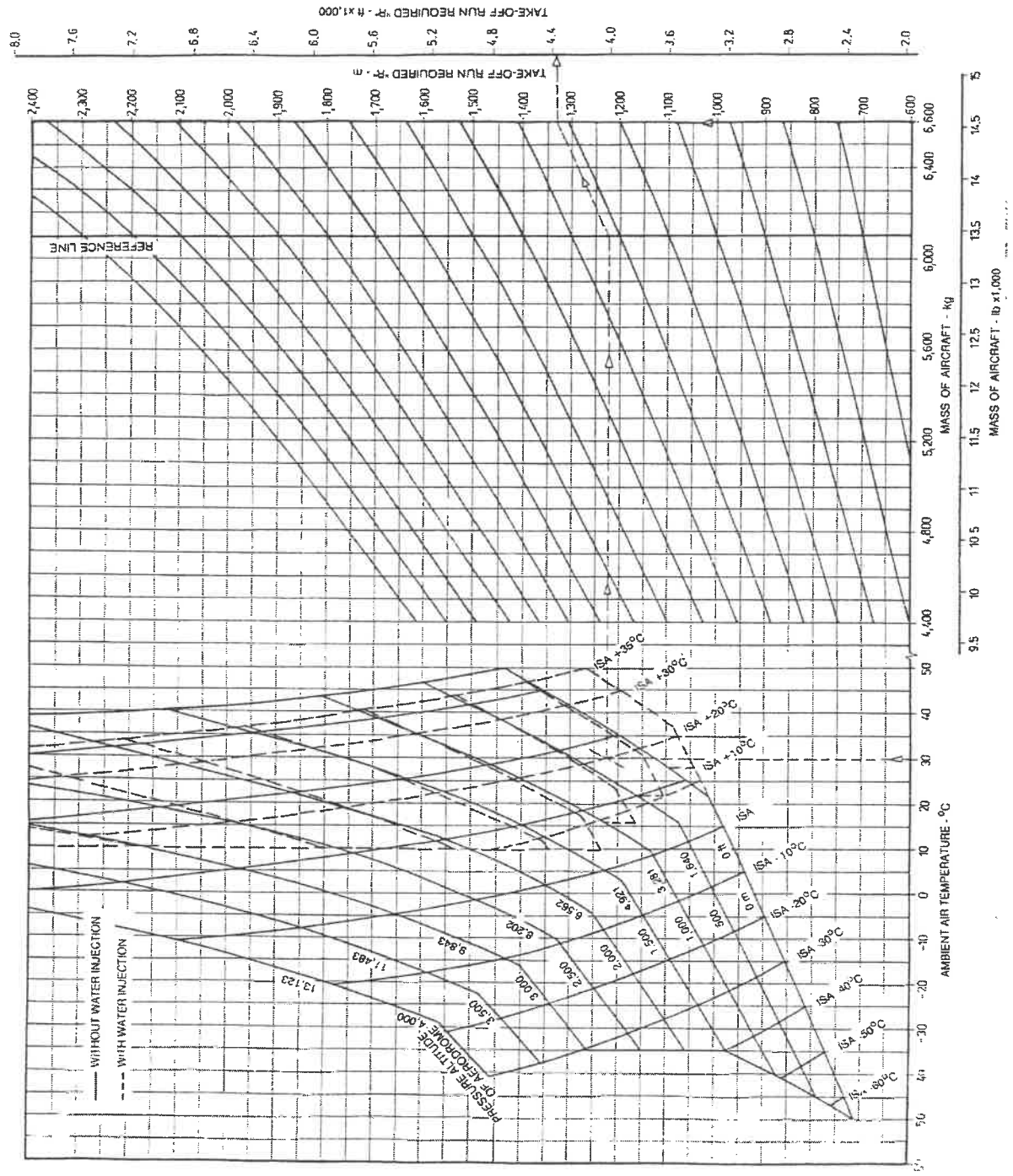
na sredini dijagrama R siječe vertikalnu liniju izvan mreže linija (npr. ako je vrijednost V_1 veća od 97 KIAS), vrijednost R se treba očitati na sjecištu horizontalne linije i linije koja označava brzinu odluke V_1 = 97 KIAS. Ako horizontalna linija nacrtana na sredini dijagrama R siječe okomitu liniju unutar mreže linija (npr. ako je V_1 manje od 86 KIAS), vrijednost R se treba očitati na sjecištu vertikalne linije i linije koja označava brzinu odluke V_1 = 86 KIAS [8].



Slika 11. Vrijednost R i brzina odluke određeni na temelju TORA i ASDA (zakrilca postavljena na 0°), [8]

Krivulje za ispravke utjecaja vjetra u dijagramima (slike 9. i 11.) su određene za 50% vrijednosti brzine čeone komponente vjetra i 150% vrijednosti brzine leđne komponente vjetra. Ako je brzina vjetra veća od 38,8 kn (20 m/s), u dijagramu se koristi vrijednost 38,8 kn (20 m/s) [8].

Koristeći dijagram (slika 12.) određuje se maksimalna dozvoljena masa za uzlijetanje na temelju temperature zraka, visine aerodroma i vrijednosti R.



Slika 12. Maksimalna dozvoljena masa određena na temelju TORA i ASDA (zakrilca postavljena na 0°), [8]

Za određivanje brzinu odluke V_1 koristi se manja masa dobivena na temelju vrijednosti D i R. Ako su maksimalne dozvoljene mase za uzlijetanje, dobivene na temelju vrijednosti D i R, iste i jednake maksimalnoj masi uzlijetanja od 14550 lb (6600 kg), koristi se veća V_1 (ako su različite) [8].

Vrijednosti dobivene na temelju dijagrama (slike 9. i 11.) vrijede za tvrdu i suhu USS-u. Utjecaj ostalih stanja površine USS-e treba se odrediti proračunom raspoloživih udaljenosti prije korištenja dijagrama (slike 9. i 11.) pomoću koeficijenata za stanja površine USS-e (tablice 1. i 2.).

Određivanje maksimalne mase uzlijetanja i brzine V_1:

Tablica 5. Poznati podaci za određivanje maksimalne mase uzlijetanja i brzine V_1

Primjer	A	C
Temperatura zraka	+20 °C (68 °F)	30 °C (86 °F)
Visina po tlaku aerodroma	2461 ft (750 m)	2461 ft (750 m)
TORA	8366 ft (2550 m)	4101 ft (1250 m)
ASDA	8366 ft (2550 m)	4429 ft (1350 m)
TODA	8366 ft (2550 m)	5085 ft (1550 m)
Nagib USS-e	0,5% uzbrdo	1% uzbrdo
Vjetar	leđni vjetar 5 kn	čeoni vjetar 19,5 kn
Ubrizgavanje vode	Da	da

Tablica 6. Rezultati (zakrilca postavljena na 0°)

Primjer	A	C
Vrijednost D	6201 ft (1890 m)	5413 ft (1650 m)
Brzina V_1 s obzirom na D	97 KIAS (180 km/h IAS)	96 KIAS (178 km/h IAS)
Maksimalna dozvoljena masa za uzlijetanje s obzirom na D	14550 lb (6600 kg)	14550 lb (6600 kg)
Vrijednost R	6430 ft (1960 m)	5183 ft (1580 m)
Brzina V_1 s obzirom na R	97 KIAS (180 km/h IAS)	96 KIAS (178 km/h IAS)
Maksimalna dozvoljena masa za uzlijetanje s obzirom na R	14550 lb (6600 kg)	14550 lb (6600 kg)

Određivanje potrebne duljine za uzlijetanje (TOD), duljine za zalet i duljine za ubrzanje i zaustavljanje:

Poznati podaci:

Temperatura zraka: +35 °C (95 °F)

Visina po tlaku aerodroma: 820 ft (250 m)

Ubrizgavanje vode: da

Masa zrakoplova: 13999 lb (6350 kg)

Rezultati:

Potrebna duljina za uzlijetanje: 4167 ft (1270 m); slika 9.

Potrebna duljina za zalet: 3871 ft (1180 m); slika 11.

Potrebna duljina za ubrzanje i zaustavljanje: 4167 ft (1270 m), slika 9.

3871 ft (1180 m); slika 11.

Uzima se veća vrijednost.

6. Putanje leta nakon uzlijetanja

Putanja leta nakon uzlijetanja sa zakrilcima postavljenim na 18° sastoji se od referentne nule, prvog, drugog i trećeg segmenta [8].

Referentna nula je početak koordinatnog sustava u kojoj su definirane individualne točke putanje leta nakon uzlijetanja. Vertikalna os koordinatnog sustava siječe točku leta na visini od 35 ft iznad USS-e na kraju TODA-e. Horizontalna os je 35 ft ispod te točke [8].

Prvi segment počinje u referentnoj nuli na visini od 35 ft iznad nadmorske visine USS-e i završava na visini na kojoj je podvozje u potpunosti uvučeno. Zakrilca su u položaju za uzlijetanje (18°) i brzina V_2 = 84 KIAS [8] .

Drugi segment počinje na visini na kojoj je podvozje u potpunosti uvučeno i završava na visini na kojoj zrakoplov ima šest minuta za korištenje maksimalne snage za nepredviđene situacije iznad USS-e. Zakrilca su u položaju za uzlijetanje (18°) i brzina V_2= 84 KIAS [8].

Treći segment je podijeljen u dva dijela:

- ubrzanje zrakoplova u horizontalnom letu na visini na kojoj zrakoplov ima šest minuta za korištenje maksimalne snage za nepredviđene situacije iznad USS-e od brzine V_2 = 84 KIAS na brzinu V_2 = 97 KIAS, na kojoj se zakrilca uvlače i zrakoplov nastavlja sa ubrzanjem do 100 KIAS
- penjanje od visine na kojoj zrakoplov ima šest minuta za korištenje maksimalne snage za nepredviđene situacije iznad USS-e na visinu 1500 ft iznad USS-e. Zakrilca su u potpunosti uvučena i brzina iznosi 100 KIAS [8].

Za određivanje putanje leta nakon uzlijetanja s jednim neoperativnim motorom pretpostavlja se:

- motor će otkazati kada se postigne sigurnosna brzina uzlijetanja V_2,
- propeler otkazanog motora je postavljen u poziciju na nož,
- grijanje je isključeno,
- lopatice separatora su uvučene,
- na kraju čistine (*clearway*) zrakoplov će popeti na visinu od 35 ft (10,7 m),
- promjene u smjeru zrakoplova tijekom penjanja su manje od 15°,
- masa zrakoplova je u svim segmentima jednaka masi uzlijetanja (najmanja od svih masa dobivenih na temelju MAT krivulja, duljina za uzlijetanje i podataka o krstarenju),
- temperatura zraka u svim segmentima odgovara vrijednosti temperature zraka izvještenoj na početku uzlijetanja te
- motor u operativnom stanju:
  - prvi i drugi segment – maksimalna snaga za nepredviđene situacije
  - treći segment – srednja snaga za nepredviđene situacije [8].

Putanja leta nakon uzlijetanja sa zakrilcima postavljenim na 0° također se sastoji od referentne nule, prvog, drugog i trećeg segmenta [8].

Referentna nula je početak koordinatnog sustava u kojoj su definirane individualne točke putanje leta nakon uzlijetanja. Vertikalna os koordinatnog sustava siječe točku leta na visini od 35 ft iznad USS-e na kraju TODA-e. Horizontalna os je 35 ft ispod te točke [8] .

Prvi segment počinje u referentnoj nuli na visini od 35 ft iznad nadmorske visine USS-e i završava na visini na kojoj je podvozje u potpunosti uvučeno. Zakrilca su u položaju za krstarenje (0°) i brzina $V_2 = 97$ KIAS [8].

Drugi segment počinje na visini na kojoj je podvozje u potpunosti uvučeno i završava na visini na kojoj zrakoplov ima šest minuta za korištenje maksimalne snage za nepredviđene situacije iznad USS-e. Zakrilca su u položaju za krstarenje (0°) i brzina $V_2 = 97$ KIAS [8].

U trećem segmentu zrakoplov ubrzava na visini na kojoj zrakoplov ima šest minuta za korištenje maksimalne snage za nepredviđene situacije iznad USS-e od brzine 97 KIAS na brzinu 100 KIAS i penje do visine 1500 ft (457 m) iznad USS-e sa srednjom snagom za nepredviđene situacije. Zakrilca su u potpunosti uvučena [8].

Za određivanje putanje leta nakon uzlijetanja s jednim neoperativnim motorom pretpostavlja se:

- motor će otkazati kada se postigne sigurnosna brzina uzlijetanja V_2,
- propeler otkazanog motora je postavljen u poziciju na nož,
- grijanje je isključeno,
- lopatice separatora su uvučene,
- na kraju čistine (*clearway*) zrakoplov će popeti na visinu od 35 ft (10,7 m),
- promjene u smjeru zrakoplova tijekom penjanja su manje od 15°,
- masa zrakoplova je u svim segmentima jednaka masi uzlijetanja (najmanja od svih masa dobivenih na temelju MAT krivulja, duljina za uzlijetanje i podataka o krstarenju),
- temperatura zraka u svim segmentima odgovara vrijednosti temperature zraka izvještenoj na početku uzlijetanja te
- motor u operativnom stanju:
  - prvi i drugi segment – maksimalna snaga za nepredviđene situacije
  - treći segment – srednja snaga za nepredviđene situacije [8].

7. Zaključak

Zrakoplov Let L-410T predstavlja vrlo kvalitetno tehničko i ekonomsko rješenje za prijevoz putnika i tereta na kratkim i srednjim udaljenostima. Korišten je od strane komercijalnih prijevoznika, ali i vladinih agencija, vojske i aeroklubova diljem svijeta. Zrakoplov se može koristiti za razne svrhe: prijevoz putnika, tereta, VIP osoba, padobranstvo, pružanje medicinske pomoći, nadziranje teritorija ili fotogrametriju. Zrakoplov se proizvodi dugi niz godina i veoma je uspješan, primarno zbog svoje sigurnosti i pouzdanosti, a sekundarno zbog mogućnosti uzlijetanja i slijetanja na kratke, neasfaltirane USS-e i dobrih performansa na većim visinama i ekstremnim temperaturama.

Cilj ovog završnog rada je bio prikazati izračun performansi uzlijetanja za zrakoplov Let L-410T, temeljen na njegovoj najraširenijoj inačici L-410UVP-E20. Masa je jedan od najvažnijih čimbenika, a osim mase prikazani su i vanjski utjecaji poput stanja atmosfere. Ono najvažnije je da zrakoplov mora ispunjavati svoju namjenu u potpunosti unatoč svim utjecajima na njegove performanse.

Ispunjavanje uvjeta ograničenja mase i ravnoteže bilo kojeg zrakoplova je od iznimne važnosti za siguran let. Upravljanje zrakoplovom, iznad maksimalno dozvoljene mase ugrožava strukturalnu cjelovitost zrakoplova i nepovoljno utječe na njegove performanse.

Literatura

[1] Take-off General Principles, Preuzeto sa: https://moodle.srce.hr/2017-2018/mod/resource/view.php?id=351518 [Pristupljeno: rujan 2018.]

[2] Take-off Class A Aircraft, Preuzeto sa: https://moodle.srce.hr/2017-2018/mod/resource/view.php?id=351524 [Pristupljeno: rujan 2018.]

[3] https://hr.wikipedia.org/wiki/L-410_Turbolet, 20.08.2018.

[4] https://en.wikipedia.org/wiki/Let_L-410_Turbolet, 20.08.2018.

[5] https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Russian_Air_Force_Let_L-410UVP-E20_Turbolet.jpg, 24.08.2018.

[6] https://www.globalsecurity.org/military/world/europe/l-410.htm, 24.08.2018.

[7] https://docplayer.net/46136182-L-410-uvp-e20-aircraft.html, 24.08.2018.

[8] Airplane Flight Manual for the L-410UVP-E20, Preuzeto sa: http://x-plane.hu/L-410/download/L410%20Flight%20Manual.pdf [Pristupljeno: kolovoz 2018.]

Popis kratica

ASDA (accelerate-stop distance available) – raspoloživa duljina za ubrzanje i zaustavljanje

CAT (clear-air turbulence) – turbulentno kretanje zračnih masa

°C (degrees Celsius) – stupnjevi Celzijusa

°F (degrees Fahrenheit) – stupnjevi Fahrenheita

ft (foot/feet, 1 ft = 0,3048 m) – stopa

fpm ili ft/min (feet per minute, 100 ft/min = 0,508 m/s) – stopa u minuti

HP (horse power, 1 HP = 735,499 W) – konjska snaga, KS

IAS (indicated airspeed) – indicirana brzina

IFR (instrument flight rules) – pravila za instrumentalno letenje

ILS (instrument landing system) – sustav za prilaz i slijetanje pomoću instrumenata

in (inch/inches, 1 inch = 0,0254 m) - inč

ISA (International Standard Atmosphere) – svjetska standardna atmosfera

ITT (inter turbine temperature) – temperatura unutar turbine

kg (kilogram/kilograms, 1 kg = 2.20462 lb) - kilogram

KIAS (indicated airspeed in knots) – indicirana brzina u čvorovima

kn (knot/knots, 1 kn = 1 NM per hour) – čvor

KTAS (true airspeed in knots) – stvarna brzina u čvorovima

lb (pound/pounds, 1 lb = 0,453 kg) – libra ili funta

NM (nautical miles, 1 NM = 1,852 km) – nautičke milje

PCL (propeller control lever) – upravljačka poluga propelera

psi (pounds per square inch) – funte po kvadratnom inču

RPM (revolution per minute) – broj okretaja u minuti

SHP (shaft horse power) – konjske snage vratila

STOL (short take-off and landing) – kratko polijetanje i slijetanje

TAS (true airspeed) – stvarna brzina

TCL (throttle control lever) – upravljačka poluga snage

TODA (take-off distance available) – raspoloživa duljina za uzlijetanje

TORA (take-off run available) – raspoloživa duljina za zalet

USS – uzletno-sletna staza

V_1 (take-off decision speed) – brzina odluke kod uzlijetanja

V_2 (take-off safety speed) – sigurnosna brzina uzlijetanja

V_R (rotation speed) – brzina rotacije

Popis slika

Slika 1. Let L-410UVP-E20 4
Slika 2. Maksimalna dozvoljena masa za uzlijetanje određena na temelju visine po tlaku i temperature zraka (zakrilca postavljena na 18°) 12
Slika 3. Maksimalna dozvoljena masa za uzlijetanje određena na temelju visine po tlaku i temperature zraka (zakrilca postavljena na 0°) 14
Slika 4. Maksimalna dozvoljena masa za uzlijetanje određena na temelju visine po tlaku i temperature zraka (zakrilca postavljena na 0°) 15
Slika 5. Vrijednost D i brzina odluke određeni na temelju TODA i ASDA (zakrilca postavljena na 18°) 17
Slika 6. Maksimalna dozvoljena masa određena na temelju TODA i ASDA (zakrilca postavljena na 18°) 18
Slika 7. Vrijednost R i brzina odluke određeni na temelju TORA i ASDA (zakrilca postavljena na 18°) 19
Slika 8. Maksimalna dozvoljena masa određena na temelju TORA i ASDA (zakrilca postavljena na 18°) 21
Slika 9. Vrijednost D i brzina odluke određeni na temelju TODA i ASDA (zakrilca postavljena na 0°) 25
Slika 10. Maksimalna dozvoljena masa određena na temelju TODA i ASDA (zakrilca postavljena na 0°) 26
Slika 11. Vrijednost R i brzina odluke određeni na temelju TORA i ASDA (zakrilca postavljena na 0°) 27
Slika 12. Maksimalna dozvoljena masa određena na temelju TORA i ASDA (zakrilca postavljena na 0°) 28

Popis tablica

Tablica 1. Koeficijenti za stanja površine USS-e za određivanje raspoložive duljine za zalet za uzlijetanje i raspoložive duljine za uzlijetanje 21
Tablica 2. Koeficijenti za stanja površine USS-e za određivanje raspoložive duljine za ubrzanje i zaustavljanje 22
Tablica 3. Poznati podaci za određivanje maksimalne mase uzlijetanja i brzine V_1 22
Tablica 4. Rezultati (zakrilca postavljena na 18°) 23
Tablica 5. Poznati podaci za određivanje maksimalne mase uzlijetanja i brzine V_1 29
Tablica 6. Rezultati (zakrilca postavljena na 0°) 29

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih
znanosti
10000 Zagreb
Vukelićeva 4

IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOSTI

Izjavljujem i svojim potpisom potvrđujem da je završni rad 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 performansi uzlijetanja za zrakoplov Let L-410T**, u Nacionalni repozitorij završnih i diplomskih radova ZIR.

U Zagrebu, 8.9.2018 _____ (potpis)