

Specifični režimi rada motora Pratt i Whitney 123 AF na zrakoplovu Canadair CL- 415

Anić, Karlo

Undergraduate thesis / Završni rad

2023

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:119:455200>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2025-03-12**



Repository / Repozitorij:

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



**SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI**

Karlo Anić

**SPECIFIČNI REŽIMI RADA MOTORA PRATT & WHITNEY
123AF NA ZRAKOPLOVU CANADAIR CL-415**

ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 2023.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI
ODBOR ZA ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 31. kolovoza 2023.

Zavod: **Zavod za aeronautiku**
Predmet: **Zrakoplovni pogonski sustavi II**

ZAVRŠNI ZADATAK br. 7232

Pristupnik: **Karlo Anić (0135258657)**
Studij: **Aeronautika**
Smjer: **Pilot**
Usmjerenje: **Vojni pilot**

Zadatak: **Specifični režimi rada motora Pratt i Whitney 123 AF na zrakoplovu
Canadair CL- 415**

Opis zadatka:

U radu je potrebno opisati princip rada motora Pratt & Whitney 123AF na zrakoplovu Canadair CL-415, njegovo korištenje i opis profila leta od početka do kraja protupožarne akcije. Detaljno je potrebno opisati tehničko-eksploatacijske karakteristike te prikazati performanse motora u različitim režimima rada tijekom cjelokupnog leta. Potrebno je definirati tipične vrste operacija za koje je zrakoplov Canadair CL-415 namijenjen i projektiran. Na primjeru jedne tipične aktivnosti i profila leta zrakoplova, potrebno je definirati specifične režime rada motora u svakoj fazi leta.

Mentor:

Predsjednik povjerenstva za
završni ispit:

izv. prof. dr. sc. Anita Domitrović

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet Prometnih Znanosti

ZAVRŠNI RAD

**SPECIFIČNI REŽIMI RADA MOTORA PRATT & WHITNEY
123AF NA ZRAKOPLOVU CANADAIR CL-415**

**OPERATION OF THE PRATT & WHITNEY 123AF ENGINE
ON THE CANADAIR CL-415 AIRCRAFT IN SPECIFIC
OPERATING MODES**

Mentor: izv. prof. dr. sc. Anita Domitrović

Student: Karlo Anić
JMBAG: 0135258657

Zagreb, rujan 2023.

Sažetak

U ovom završnom radu razmatra se princip rada motora Pratt & Whitney 123AF na zrakoplovu Canadair CL-415, njegovo korištenje i opis profila leta od početka do kraja protupožarne akcije. Opisani su konstrukcijski elementi toga motora, njegove tehničko-eksploatacijske karakteristike te su prikazani granični i stvarni parametri performansi motora za različite postavke snage tijekom leta. Definirane su tipične vrste operacija za koje je zrakoplov Canadair CL-415 namijenjen i projektiran da izvršava u svakoj protupožarnoj akciji. Opisani su opći parametri tijekom rada motora P&W123AF u tipičnim režimima rada motora na zrakoplovu Canadair CL-415 u pojedinim primjerima. Prikazani su određeni parametri tijekom leta u protupožarnim akcijama pomoću primjera protupožarne akcije. Prikazane su slike pojedinih komponenti dijelova motora, dijagram za opis rada motora, kao i različite sheme određenih sustava motora, radi lakšega razumijevanja tematike koja se opisuje u pojedinim poglavljima.

Ključne riječi: P&W123AF; režimi; parametri, Canadair CL-415, performanse motora

Summary

This final thesis discusses the operating principle of the Pratt & Whitney 123AF engine on the Canadair CL-415 aircraft, its use and a description of a flight profile for a firefighting mission. The design elements of this engine, as well as its technical and operational characteristics are described, with the limiting and actual measured performance parameters of the engine, while operating in different power settings throughout the flight, are shown. The typical types of operations for which the Canadair CL-415 is intended and designed to perform in any firefighting mission are defined. In the case of the Canadair CL-415 aircraft, the general parameters during the operation of the P&W123AF engines in typical engine operating modes are described in individual examples. Images of individual engine component parts, a diagram to describe the operation of the engine, as well as different schematics of specific engine systems are shown to facilitate the understanding of the topics described in individual chapters.

Keywords: P&W123AF; operating modes; parameters, Canadair CL-415, engine performance

SADRŽAJ

| | |
|---|----|
| 1. Uvod..... | 1 |
| 2. Općenito o mlaznim motorima..... | 3 |
| 2.1. Osnovna podjela mlaznih motora..... | 3 |
| 2.2. Plinska turbina..... | 3 |
| 2.3. Turbo-elisni motori..... | 4 |
| 3. Opis rada motora P&W123AF | 7 |
| 4. Konstrukcija motora P&W123AF | 10 |
| 4.1. Hladna sekcija | 10 |
| 4.1.1. Uvodnik zraka | 10 |
| 4.1.2. Kompresor | 11 |
| 4.1.3. Protupumpažni ventil niskotlačnog kompresora | 12 |
| 4.1.4. Sustav za upravljanje okolnim zrakom (ECS)..... | 12 |
| 4.1.5. Sustav za pranje kompresora | 13 |
| 4.2. Vruća sekcija | 14 |
| 4.2.1. Komora izgaranja | 14 |
| 4.2.2. Visokotlačna turbina..... | 15 |
| 4.2.3. Niskotlačna turbina..... | 16 |
| 4.2.4. Pogonska turbina | 17 |
| 4.3. Reduktor za pogon elise i agregata..... | 18 |
| 5. Tehničko-eksploatacijske karakteristike motora P&W123AF na zrakoplovu Canadair CL-415.. | 20 |
| 6. Definiranje tipičnih vrsta operacija zrakoplova Canadair CL-415 u protupožarnim akcijama | 24 |
| 6.1. Tipične vrste operacija u protupožarnim akcijama..... | 24 |
| 6.1.1. Provjere i radnje prije leta | 24 |
| 6.1.2. Voženje | 25 |
| 6.1.3. Izlazak na USS | 25 |
| 6.1.4. Polijetanje..... | 25 |
| 6.1.5. Penjanje | 27 |
| 6.1.6. Navigacijski let do požara | 27 |
| 6.1.7. Izviđanje mjesta požara | 28 |
| 6.1.8. Uzimanje vode..... | 28 |
| 6.1.9. Manevri za odbacivanje vodenih bombi na požaru | 29 |
| 6.1.10. Završetak rada na požaru i povratak na aerodrom slijetanja | 31 |
| 7. Korištenje motora P&W123AF na zrakoplovu Canadair CL-415 u tipičnim režimima rada | 32 |
| 7.1. Režim horizontalnog leta..... | 32 |
| 7.2. Režim penjanja..... | 33 |

| | |
|--|----|
| 7.3. Režim spuštanja..... | 33 |
| 7.4. Primjer protupožarne akcije | 34 |
| 8. Zaključak..... | 39 |
| Literatura | 40 |
| Popis kratica | 41 |
| Popis slika | 43 |

1. Uvod

Gašenje šumskih požara uključuje niz vatrogasnih taktika. Napori gašenja požara u teško dostupnim kopnenim područjima zahtijevaju različite tehnike, opremu i obuku u odnosu na poznatiju strukturu borbe protiv požara koja se primjenjuje kada se požar nalazi u naseljenim, lakše dostupnim područjima. Zbog toga, rad cijelokupnog vatrogasnog osoblja danas znatno uključuje gašenje požara uz pomoć posebno projektiranih zrakoplova, helikoptera ili aviona, za gašenje požara iz zraka, koji omogućuju lakšu dostupnost požaru. Posade tih zrakoplova su temeljito obučene za gašenje požara, radeći u suradnji s vatrogasnim osobljem na tlu, suzbijajući plamen kako bi spriječili daljnje širenje požara i zaštitili prirodu i njezinu okolinu.

Ideja korištenja zrakoplova u svrhe pomaganja u gašenju požara je započela preoblikovanjem bombardera iz 2. svjetskog rata, ugradnjom integralnih vodenih spremnika, sredinom 20. stoljeća. Dalje, kroz povijest zrakoplovstva, došlo je do projektiranja i izgradnje zrakoplova specifično namijenjenih da pružaju pomoć u gašenju požara. Od manjih, jednomotornih, turbo-elisno motornih poljoprivrednih aviona, kao što su Air Tractor AT-802 pa sve do većih, robusnijih aviona koji su napravljeni samo za tu svrhu, kao što su Canadair CL-215 i njegove unaprijeđene, novije verzije, Canadair CL-415 i CL-515.

Canadair CL-415 je amfibijski zrakoplov te je jedan od najefikasnijih zrakoplova za gašenje šumskih požara na svijetu. To je jedini zrakoplov koji je projektiran i izgrađen isključivo za tu svrhu. Tijekom svih faza projektiranja, osnovna svrha je bila proizvesti zrakoplov koji kombinira jednostavnost, visoko pouzdan rad svih sustava zrakoplova, niske zahtjeve za održavanjem i operativnu fleksibilnost te sadrži modernu zaštitu od korozije. Zbog tih karakteristika, zrakoplov Canadair CL-415 omogućuje obavljanje niz alternativnih uloga, uključujući obalnu stražu te potragu i spašavanje, uz iznimnu efikasnost prilikom izvođenja svih zadaća. Pogonjen je sa dva turbo-elisna motora P&W123AF.

Motor P&W123AF je napravljen iz modularne konstrukcije. Sastavni dio svakog turbo-elisnog motora čini reduktor, koji služi da bi reducirao brzinu vrtnje s pogonskog vratila na elisu i za pogon agregata. Ostatak motora se svodi na dvije sekcije, hladnu sekciju, koju čini dio motora od uvodnika do komore izgaranja te vruću sekciju, koju čini ostatak motora, od komore izgaranja pa sve do ispuha.

Rad je podijeljen u 8 poglavlja. Nakon uvoda, u drugom poglavlju navode se vrste mlaznih motora koji se koriste u zrakoplovstvu. Zatim se opisuje plinska turbina koja čini temelj svakog mlaznog motora, neovisno kojega tipa i termodinamički proces svake plinske turbine, kao i kratki uvod u turbo-elisne motore.

U trećem poglavlju opisan je opći princip rada turbo-elisnog motora sa slobodnom turbinom, na temelju dijelova motora P&W123AF, pomoću grafičkih prikaza u obliku slike i dijagrama.

Četvrto poglavlje obrađuje konstrukcijski dio motora P&W123AF na temelju njegove modularne konstrukcije, koja se dalje kroz potpoglavljja detaljnije definira i prikazuje grafički pomoću slika.

Peto poglavlje je predviđeno za prikaz tehničko-eksploatacijskih karakteristika motora P&W123AF, što se ostvaruje putem tabličnog prikaza graničnih i stvarnih parametara motora za različite postavke snage tijekom leta na zrakoplovu Canadair CL-415.

Šesto poglavlje se bavi definiranjem tipičnih operacija zrakoplova Canadair CL-415 u protupožarnim akcijama. Kroz poglavlje se navode tipične operacije i zatim prikazuju u obliku potpoglavljja, da bi se lakše opisao svaki dio profila leta.

U sedmom poglavlju opisano je korištenje motora P&W123AF na zrakoplovu Canadair CL-415 u tipičnim režimima rada tijekom leta. Prikazani su tablični primjeri postavke snage za određenu željenu vrstu režima horizontalnog leta, penjanja i spuštanja te je prikazan primjer protupožarne akcije.

U osmom poglavlju je iznesen zaključak, uz popis korištene literature na kraju rada te popis kratica i slika korištenih u ovome radu.

2. Općenito o mlaznim motorima

Mlazni motori su reaktivni motori, koji stvaraju potisak na principu 3. Newtonovog zakona akcije i reakcije, ispuštanjem mlaza ispušnih plinova pri velikim brzinama kroz mlaznik motora u atmosferu.

Osnovna podjela mlaznih motora se može svrstati na atmosferske mlazne motore i raketne mlazne motore [1].

2.1. Osnovna podjela mlaznih motora

Atmosferski mlazni motori se mogu podijeliti na sljedeće skupine [1]:

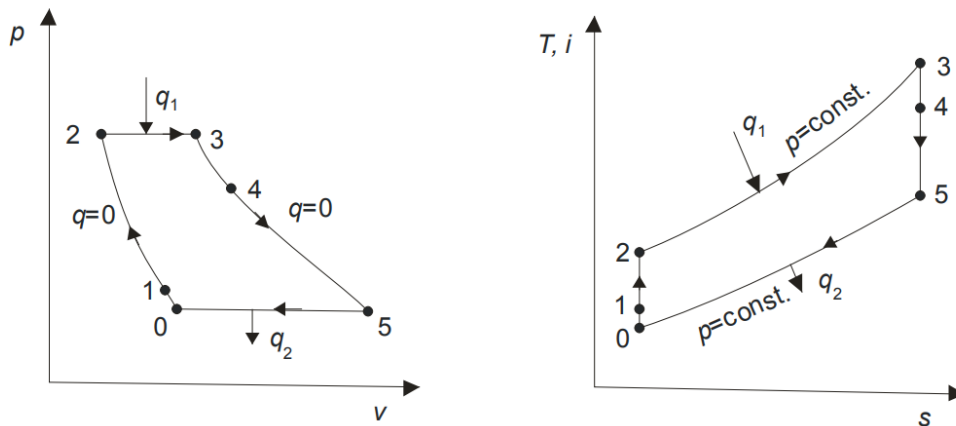
- Kompresorski: turbo-mlazni motori (*Turbojet*) i obtočni ili turbo-ventilatorski (*Turbofan*)
- Nabojno-mlazni motori: mlazni motori (*Ramjet*, *Scramjet*)
- Kombinirani: turbo-elisni i turbo-vratilni motori (*Turboprop*, *Turboshaft*)

2.2. Plinska turbina

Plinskom turbinom smatra se svaki stroj koji pretvara korisnu energiju vrućih plinova u koristan mehanički rad za pogon vratila turbine. Svaki mlazni motor u osnovi je plinska turbina koja korisnu energiju ispušnih plinova predaje turbinskom sklopu za pogon kompresora i agregata. Jezgra svakog mlaznog motora je sačinjena od plinske turbine (kompresor – komora izgaranja – turbina) [1].

Proces u plinskoj turbini, odnosno, u svakom mlaznom motoru opisan je Joulevim ili Brytonovim ciklusom (slika 1). Analiza idealnoga Brytonovog ciklusa zasniva se na sljedećim pretpostavkama: [1]

- Radna tvar je idealni plin čiji se sastav ne mijenja tijekom procesa te ne postoje gubitci mase;
- Ne postoje gubitci topline, pad tlaka uslijed prigušivanja i ne postoji trenje, što znači da su procesi sabijanja i širenja izentropski;
- Ekspanzija mlaza se završava u mlazniku do atmosferskog tlaka, a radna tvar se uvjetno vraća u prvobitno stanje putem izobarske predaje topline okolini;
- Sva toplinska energija sadržana u gorivu se predaje radnoj tvari bez gubitka čime se zamjenjuje proces izgaranja.



Slika 1: Idealni Brytonov ciklus mlaznih motora u p-V i T, i-s dijagramu [1]

Opis ciklusa [1]:

- 0-1 radna tvar ulazi u uvodnik motora te se blago komprimira i zagrijava;
- 1-2 radna tvar se dalje stlačuje u kompresu te dolazi do znatnog povećanja tlaka i temperature;
- 2-3 dovođenje toplinske energije ubrizgavanjem te izgaranjem goriva u komori izgaranja s radnom tvari;
- 3-4 ekspanzija radne tvari prolaskom kroz turbinu;
- 4-5 nastavak ekspanzije radne tvari, tijekom prolaska kroz ispušnu cijev, u mlazniku;
- 5-0 predaja toplinske energije okolini, odnosno, hlađenje produkata izgaranja te time svođenjem procesa na prvobitno stanje

2.3. Turbo-elisni motori

Turbo-elisni motori stvaraju većinski dio potiska pogonom elise. Zrakoplovi s turbo-elisnim motorima imaju veliku efikanost pri brzinama leta manjim od $Ma \leq 0.6$ i manju potrošnju goriva za jednaku udaljenost prijeđenu u odnosu na turbo-mlazne ili obtočne mlazne motore [2].

Ukupni potisak ili potisna sila turbo-elisnog motora čini zbroj potiska nastalog od elise (većinski udio ukupnog potiska) i potiska nastalog od mlaza ispušnih plinova prilikom istjecanja u atmosferu kroz mlaznik (manji udio ukupnog potiska) [3].

Snaga koja nastaje na pogonskom vratilu naziva se snaga pogonskog vratila (*Shaft Power* – P_{SHP}). Snaga sa pogonskog vratila se dalje prenosi na elisu, pri čemu postoje određeni gubitci, zbog čega je potrebno definirati stupanj iskoristivosti elise η_p (bezdimezionalan faktor) [4].

Za nastanak potisne sile koristi se snaga na elisi, koja je manja od snage na pogonskom vratilu. Zbog toga potrebno je definirati pojam ekvivalentne ili efektivne snage (*Equivalent Shaft Power/Effective Shaft Power* – P_{ESH}) [1].

Prema [1], potisak koji motor ostvaruje reakcijom istjecanja mlaza ispušnih plinova u atmosferu kroz mlaznik se računa prema sljedećoj formuli:

$$F_{tj} = \dot{m}_a * (v_j - v) \quad (2.3.1)$$

Prema [1], moguće je definirati ukupnu snagu potiska od elise i mlaza ispušnih plinova turbo-elisnog motora, koja se računa prema sljedećoj formuli:

$$P_{TP} = P_{SHP} * \eta_p + F_{tj} * v \quad (2.3.2)$$

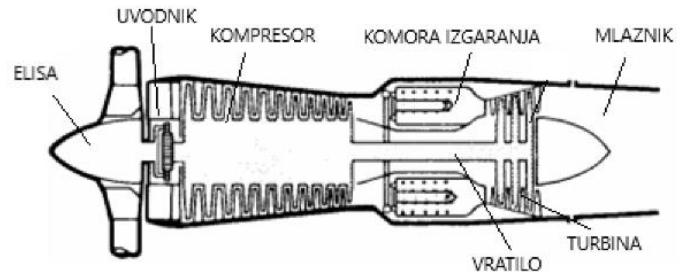
Moguće je izraziti također i ekvivalentnu snagu na elisi pomoću formule za ukupnu snagu potiska, tako da se obje strane podijele sa stupnjem iskoristivosti elise, pri čemu se dobije sljedeća formula [1]:

$$P_{ESH P} = P_{SHP} + \frac{F_{tj} * v}{\eta_p} \quad (2.3.3)$$

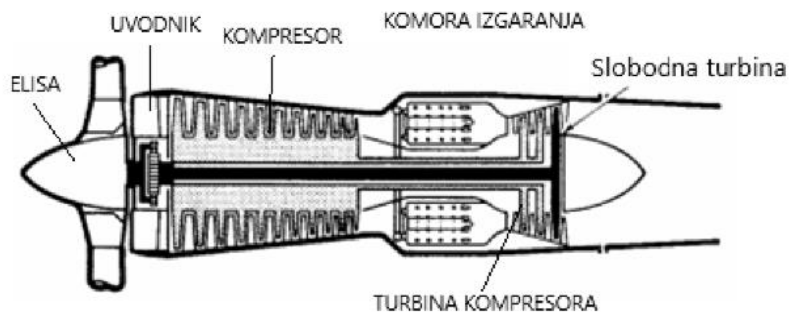
gdje oznake imaju sljedeće značenje [1]:

- F_{tj} - potisna sila mlaza ispušnih plinova [N]
- η_p - stupanj iskoristivosti elise [$/$]
- \dot{m}_a - maseni protok zraka kroz motor [$\frac{kg}{s}$]
- v_j - brzina istjecanja ispušnih plinova u atmosferu kroz mlaznik [$\frac{m}{s}$]
- v - brzina leta zrakoplova [$\frac{m}{s}$]
- P_{SHP} - snaga na pogonskom vratilu [kW]
- $P_{ESH P}$ - ekvivalentna snaga na elisi [kW]
- P_{TP} - ukupna snaga potiska [kW]

Na slikama 2 i 3 prikazani su različiti načini izvedbe turbo-elisnog motora [1].



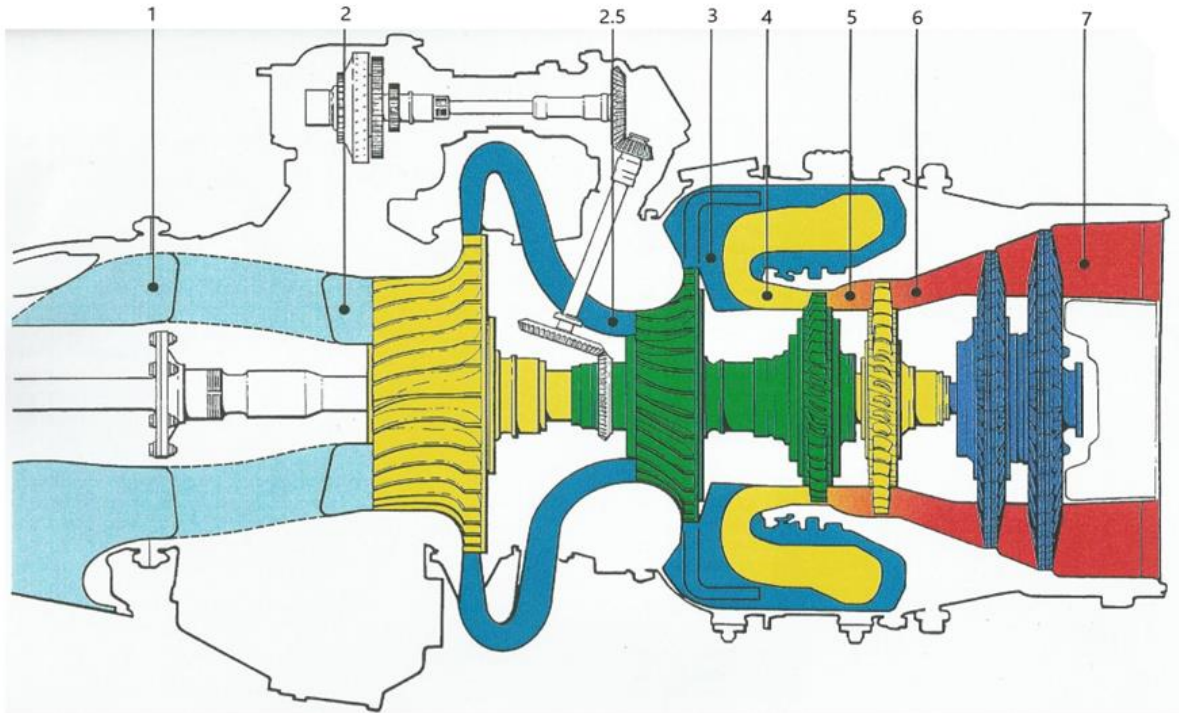
Slika 2: Turbo-elisni motor s direktnim pogonom elise [1]



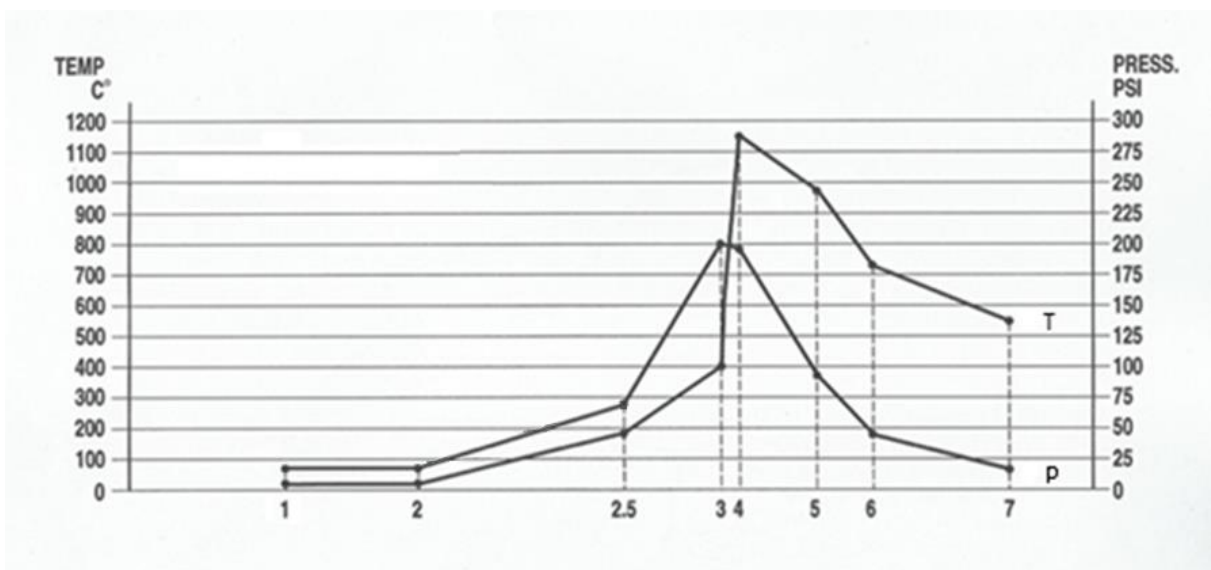
Slika 3: Turbo-elisni motor sa slobodnom turbinom [1]

3. Opis rada motora P&W123AF

P&W123AF je turbo-elisni mlazni motor koji pokreće elisu preko dvostupanjskog reduktora. Sastoji se od tri glavna rotirajuća sklopa. Jedan sklop sastoji se od niskotlačnog kompresora i jednostupanjske niskotlačne turbine. Drugi sklop se sastoji od visokotlačnog kompresora i jednostupanjske visokotlačne turbine. Treći sklop se sastoji od dvostupanjske pogonske (slobodne) turbine. Opis motora prikazan je pomoću podijele motora na dijelove (slika 4) i pomoću dijagrama promjene tlaka i temperature radne tvari kroz motor (slika 5) [5].



Slika 4: Podjela motora P&W123AF na dijelove [5]



Slika 5: Dijagram promjene tlaka i temperature radne tvari tijekom rada motora [5]

Opis podjele motora na dijelove i dijagrama [5]:

- 1-2: unutrašnji dio uvodnika zraka; radna tvar koja je ušla kroz uvodnik zraka u motor struji do visokotlačnog kompresora;
- 2-2.5: niskotlačni kompresor; radna tvar prolazi kroz niskotlačni kompresor, stlačuje se i dolazi do porasta tlaka i temperature
- 2.5-3: visokotlačni kompresor; radna tvar prolazi dalje kroz visokotlačni kompresor, ponovno se stlačuje i dolazi do većeg porasta tlaka i temperature
- 3-4: komora izgaranja; radna tvar ulazi u komoru izgaranja, miješa se sa gorivom i nastaje smjesa gorivo-zrak, zapaljuje se i izgara te dolazi do naglog porasta tlaka i temperature prilikom oslobađanja kemijske energije iz goriva, uz djelomičan pad tlaka zbog trenja i turbulencije strujanja u komori izgaranja
- 4-5: visokotlačna turbina; ispušni plinovi struje i ekspandiraju na visokotlačnoj turbini, koja pretvara njihovu toplinsku i kinetičku energiju u mehanički rad, zbog čega dolazi do pada tlaka i temperature
- 5-6: niskotlačna turbina; ispušni plinovi dalje struje i ekspandiraju na niskotlačnoj turbini, koja također pretvara njihovu toplinsku i kinetičku energiju u mehanički rad, zbog čega tlak i temperatura nastavljaju padati
- 6-7: pogonska turbina; ispušni plinovi dalje struje i ekspandiraju na pogonskoj turbini, koja pretvara preostali dio njihove toplinske i kinetičke energije u mehanički rad za pogon vratila elise i agregata, zbog čega tlak i temperatura nastavljaju padati
- 7: ispušna cijev; ispušni plinovi dalje struje i ekspandiraju, prolazeći kroz ispušnu cijev i kroz mlaznik u atmosferu, pri čemu tlak i temperatura i dalje djelomično padaju (tlak postiže prvobitnu vrijednost kao i na usisu, jednaka ambijentnom atmosferskom tlaku okoline na visini leta zrakoplova)

Sva tri sklopa nisu međusobno povezana i okreću se različitim brzinama vrtnje te prvi i drugi sklop se okreću u jednom smjeru, dok treći sklop u suprotnom smjeru. Ovaj dizajn turbo-elisnog motora se naziva turbo-elisni motor sa slobodnom turbinom (*Free Turbine Turboprop Engine*).

Prilikom pokretanja pomoću elektropokretača, okretni moment je manji nego tijekom rada motora jer se samo visokotlačni rotor inicijalno okreće pri pokretanju.

Kompresori uvlače zrak u motor kroz uvodnik te ga zatim komprimiraju pomoću dva centrifugalna kompresora, povećavajući mu tlak i temperaturu te smanjujući volumen. Nakon izlaza iz kompresora, komprimirani zrak se isporučuje dalje u komoru izgaranja.

Komprimirani zrak ulazi u komoru za izgaranje te pri ispravnoj brzini vrtnje visokotlačnog kompresora (NH) započinje ubrizgavanje goriva u komoru izgaranja. Dvije svijećice smještene u komori izgaranja daju iskrnu te zapaljuju smjesu. Smjesa gorivo-zrak kreće izgarati te nastaju vrući plinovi koji se šire i dalje kreću na turbinski sklop. Tijekom ovoga procesa, dolazi do znatnog povećanja temperature prilikom izgaranja smjese gorivo-zrak, pri djelomičnom padu tlaka tijekom toga procesa. Kada se uspostavi plameni prsten na početnom dijelu komore izgaranja, gasi se sustav paljenja smjese putem iskri svjećica.

Vrući ekspandirajući plinovi struje van komore izgaranja i dolaze na turbinski sklop. Tijekom prolaza ispušnih plinova kroz turbinski sklop, dolazi do predaje energije u mehanički rad za pogon vratila turbina, rezultirajući u padu temperature i tlaka radne tvari. Lopatice vratila visokotlačne turbine te zatim niskotlačne turbine pretvaraju dio toplinske i kinetičke energije tih plinova u mehanički rad, za pogon vratila visokotlačne i niskotlačne turbine. Nakon prva dva turbinska sklopa, ispušni plinovi, koji se i dalje šire, struje dalje na lopatice pogonske (slobodne) turbine, predajući ostatak toplinske i kinetičke energije u mehanički rad za pogon vratila pogonske turbine, koja dalje pogoni vratilo elise putem dvostupanjskog reduktora. Dvostupanjski reduktor služi da bi reducirao visoku brzinu vrtnje vratila pogonske turbine na prikladnu za kontinuirani rad elise.

Tijekom prolaska ispušnih plinova iz turbinskog sklopa u ispušnu cijev te kroz mlaznik u atmosferu, dolazi do ekspanzije ispušnih plinova. Prilikom toga dolazi do ubrzanja mlaza ispušnih plinova tijekom istjecanja kroz mlaznik u atmosferu, rezultirajući padom tlaka i temperature ispušnih plinova [5].

4. Konstrukcija motora P&W123AF

Motor P&W123AF je modularne konstrukcije. Sastoji se od reduktora te hladne i vruće sekcije motora. Za lakši prikaz konstrukcije, motor je podijeljen na hladnu i vruću sekciju motora te na reduktor, koji pogoni elisu i agregate (pomoćni uređaji).

Prema [5], turbo-elisni motor P&W123AF podijeljen je na sljedeće komponente:

- Hladna sekcija
- Vruća sekcija
- Reduktor za pogon elise i ostalih agregata

4.1. Hladna sekcija

Namjena hladne sekcije je opskrbiti motor s adekvatnim masenim protokom zraka i tlakom zraka za različite potrebe.

Hladna sekcija motora se sastoji od sljedećih dijelova [5]:

- Uvodnik zraka
- Kompresor
- Protupumpažni ventil niskotlačnog kompresora
- Sustav za upravljanje okolnim zrakom (*Environmental Control System - ECS*)
- Sustav za pranje kompresora

4.1.1. Uvodnik zraka

Uvodnik zraka služi da preusmjerava ulazni zrak u kompresor. Sastoji se od prednjeg i stražnjeg dijela kućišta (slika 6).

Prednji dio kućišta uvodnika zraka ima ugrađen sustav protiv zaleđivanja pomoću cirkulacije vrućeg ulja iz reduktora, koji se vraća povratnim vodom oko toga dijela kućišta uvodnika kroz tanke cijevi, natrag u spremnik ulja za podmazivanje.

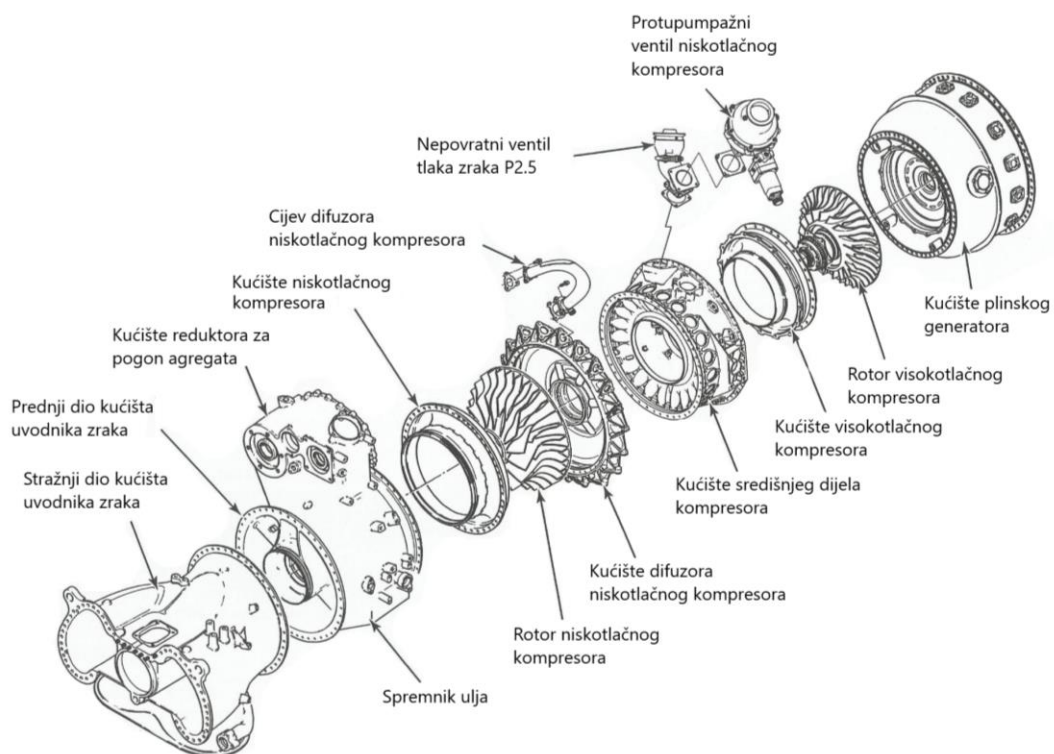
Stražnji dio kućišta uvodnika zraka služi kao obloga za niskotlačni kompresor, integralni spremnik ulja za podmazivanje na dnu i za reduktor za pogon agregata na vrhu dijela kućišta [5].

4.1.2. Kompresor

Kompresor se sastoji od dva neovisna centrifugalna kompresora (slika 6). Prvi centrifugalni kompresor je niskotlačni, dok je drugi centrifugalni kompresor visokotlačni. Svaki je pogonjen zasebno putem jednostupanjskih turbina različitih brzina vrtnje [5]. Ukupno stvaraju stupanj kompresije 14,4 : 1 [6].

Kompresor služi da uvlači zrak u motor i da ga stlači, kako bi povećao tlak zraka prije nego dođe u komoru izgaranja. Komprimirani zrak se koristi za sljedeće funkcije [5]:

- Podržavanje izgaranja goriva u komori izgaranja
- Hlađenje komponenti vruće sekcije motora
- Opskrba ECS zrakom
- Brtvljenje šupljina ležajeva
- Za reguliranje protoka goriva



Slika 6: Prikaz uvodnika zraka i kompresora motora P&W123AF [5]

4.1.3. Protupumpažni ventil niskotlačnog kompresora

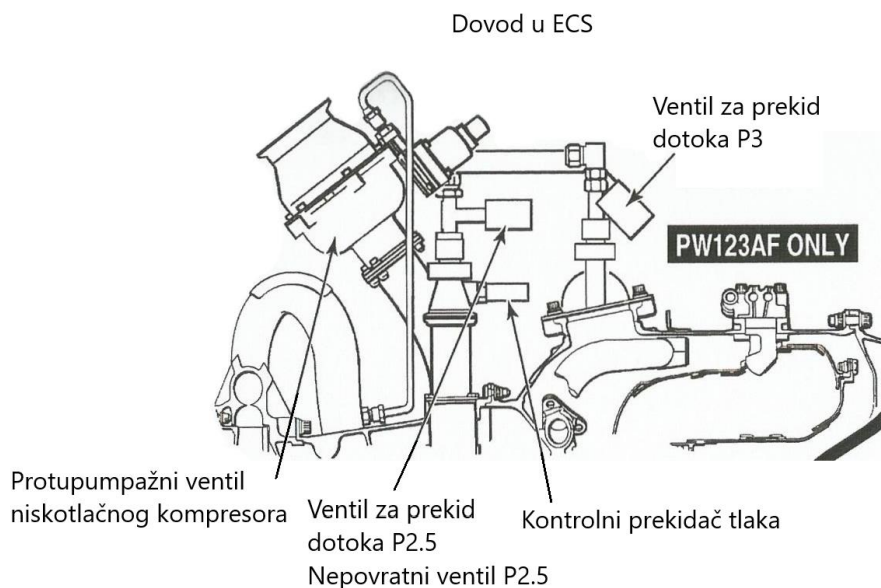
U slučajevima naglih i znatnih promjena postavke snage sa režima malog gasa (*Idle*) na režim maksimalne snage motora ili obrnuto, kao što su nagla ubrzanja ili usporenja, može doći do pumpanja kompresora, što uzrokuje nestabilan rad motora. Kako bi se to spriječilo, ugrađen je protupumpažni ventil (odušni ventil) u niskotlačnom kompresoru. Kada dođe do naglih promjena postavke snage, protupumpažni ventil će preko senzora tlaka osigurati da se spriječi pumpanje kompresora ispuštanjem komprimiranog zraka iz niskotlačnog kompresora, smanjujući znatne razlike u tlakovima zraka ispred i iza niskotlačnog kompresora [5].

Protupumpažni ventil niskotlačnog kompresora se kontrolira elektronički, no radi pneumatski [5].

4.1.4. Sustav za upravljanje okolnim zrakom (ECS)

ECS služi da opskrbljuje zrakoplovni pneumatski sustav komprimiranim zrakom za klimatizaciju kabinskog prostora i odleđivanje leda [5].

Komprimirani zrak se dovodi sa oba tipa kompresora (slika 7). Zrak iz niskotlačnog kompresora (P2.5) i zrak iz visokotlačnog kompresora (P3) su povezani istom cijevi. Unutar te cijevi nalazi se nepovratni ventil tlaka zraka P2.5 na ulaznoj strani niskotlačnog kompresora, kako bi se spriječilo strujanje komprimiranog zraka (P3) iz visokotlačnog kompresora, kroz cijev, u niskotlačni kompresor. Na drugom ulazu se nalazi kontrolni prekidač tlaka, koji nakon određene brzine vrtnje motora zatvara dovod komprimiranog zraka (P3) iz visokotlačnog kompresora. Prilikom pokretanja motora i kada motor radi na postavci snage malog gasa (*Idle*), nepovratni ventil P2.5 zatvara dovod komprimiranog zraka iz niskotlačnog kompresora, omogućavajući samo dovodjenje komprimiranog zraka (P3) iz visokotlačnog kompresora u zrakoplovni pneumatski sustav. Kada motor ubrza na 60% NH (brzina vrtnje visokotlačnog kompresora), prekidač tlaka na ulaznoj strani sa visokotlačnog kompresora zatvara ulaz komprimiranog zraka (P3), a nepovratni ventil P2.5 otvara ulaz komprimiranog zraka (P2.5) iz niskotlačnog kompresora te se zrakoplovni pneumatski sustav dalje opskrbljuje samo sa komprimiranim zrakom (P2.5) iz niskotlačnog kompresora [5].



Slika 7: Dovod komprimiranog zraka u sustav za upravljanje okolnim zrakom [5]

4.1.5. Sustav za pranje kompresora

Sustav za pranje kompresora služi da bi otklonio bilo kakve nakupine soli i prašine iz unutrašnjosti motora nakon odrađenog leta. Razlikuju se dvije vrste metoda pranja kompresora [5]:

- Metoda odsoljavanja kompresora
- Metoda pranja kompresora radi obnove performansi motora

Odsoljavanje kompresora je vrsta metode pranja kompresora, čija je glavna svrha otklanjanje bilo kakvih nakupina čestica soli iz kompresora. Moguće je otklanjanje i laganih sitnih čestica prašine. Za ovu metodu, motor može biti u pogonu ili ugašen (elektropokretač okreće kompresor, time i turbinu, no gorivni sustav i sustav paljenja su ugašeni). U slučaju da je ugašen motor, koristi se obična pitka voda, no u slučaju da je motor u pogonu, koristi se demineralizirana ili destilirana voda. Pri vanjskoj temperaturi ispod 0 °C, voda se miješa sa metanolom, u skladu sa Priručnikom za održavanje motora. Ako zrakoplov često leti u slanoj atmosferi, bilo iznad ili u blizini mora, preporuča se primjena ove metode za pranje kompresora nakon svakog leta, u protivnom, samo na kraju dana nakon obavljenih letačkih operacija. Smjesa za pranje se ubrizgava u kompresor motora i pranje traje 2 minute [5].

Metoda pranja kompresora radi obnavljanja performansi motora se koristi kada se u održavanju uoči snimljeni pad u performansama tijekom rada motora, u odnosu na kakve su bile prije veće kontaminiranosti sa soli i prašinom. Za ovu metodu, motor mora obavezno biti ugašen, odnosno gorivni sustav i sustav za paljenje moraju biti ugašeni, a kompresor se pogoni pomoću elektropokretača. Primjenjuje se posebna smjesa za pranje s kemijskim aditivima, u skladu sa Priručnikom za održavanje motora, za otklanjanje težih naslaga prašine i općenito

soli. Preporučeno je provoditi ovu vrstu metode jedino kada se u sustavu kontinuiranog praćenja rada i performansi motora uoči znatan pad u performansama motora. Smjesa za pranje se ubrizgava u kompresor motora i pranje traje 2 minute [5].

Nakon pranja drugom metodom, potrebno je isprati motor od kemikalija koje su se koristile u pranju. Za to se provodi prva metoda za pranje kompresora [5].

4.2. Vruća sekcija

Namjena vruće sekcije je proizvesti vruće ekspandirajuće plinove i većinski dio njihove toplinske te kinetičke energije pretvoriti u koristan mehanički rad za pogon vratila turbine kompresora i vratila pogonske turbine, odnosno, za pogon elise [5].

Vruća sekcija motora se sastoji od sljedećih dijelova [5]:

- Komora izgaranja
- Visokotlačna turbina
- Niskotlačna turbina
- Pogonska turbina

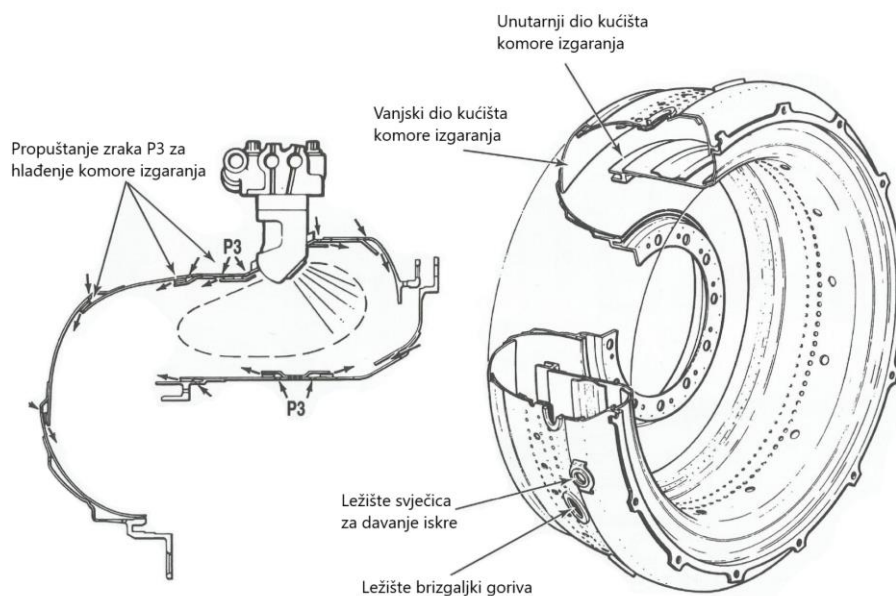
4.2.1. Komora izgaranja

Komora izgaranja kod motora P&W123AF je projektirana kao prstenasta komora izgaranja s povratnim strujanjem.

Komora izgaranja je namijenjena da se unutar nje odvija zapaljenje i izgaranje smjese gorivo-zrak, kako bi došlo do oslobađanja kemijske energije iz goriva u obliku toplinske energije, a zatim kinetičke energije prilikom ekspanzije vrućih plinova. Ta energija se dalje pretvorbom u mehanički rad koristi za pogon turbine kompresora i pogonske turbine za pogon vratila elise [5].

Prema [5], komora izgaranja na motoru P&W123AF se sastoji od sljedećih dijelova (slika 8):

- Kućište prstenastog oblika
- 14 brizgaljki goriva
- 2 svječiće za nastanak iskre
- Obloga za hlađenje zidova komore izgaranja



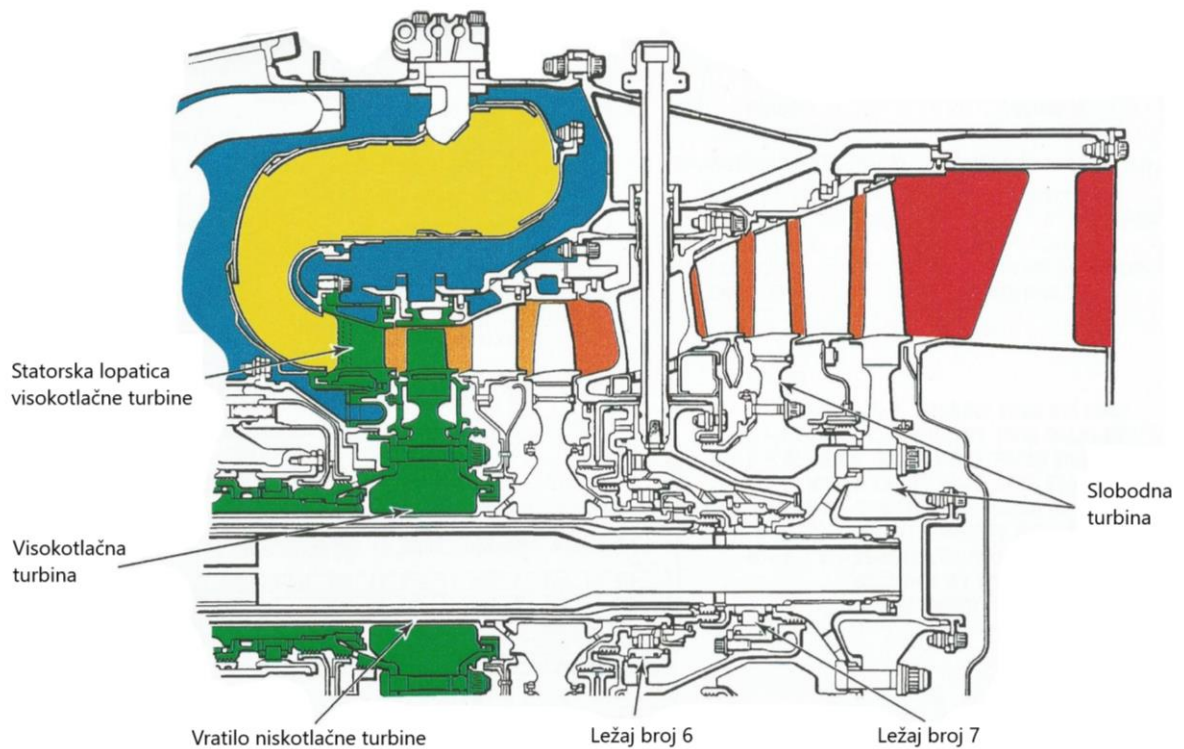
Slika 8: Komora izgaranja motora P&W123AF [5]

4.2.2. Visokotlačna turbina

Visokotlačna turbina služi da pretvara dobar dio toplinske i kinetičke energije ispušnih plinova u mehanički rad za pogon vratila visokotlačne turbine, na koji je spojen visokotlačni kompresor [5].

Statorske lopatice visokotlačne turbine služe da preusmjeravaju vruće ispušne plinove iz komore izgaranja na lopatice visokotlačne turbine [5].

Visokotlačna turbina motora P&W123AF je jednostupanjska turbina, što znači da se sastoji od jednog vijenca statorskih lopatica i jednog vijenca rotorskih lopatica (slika 9) [5].



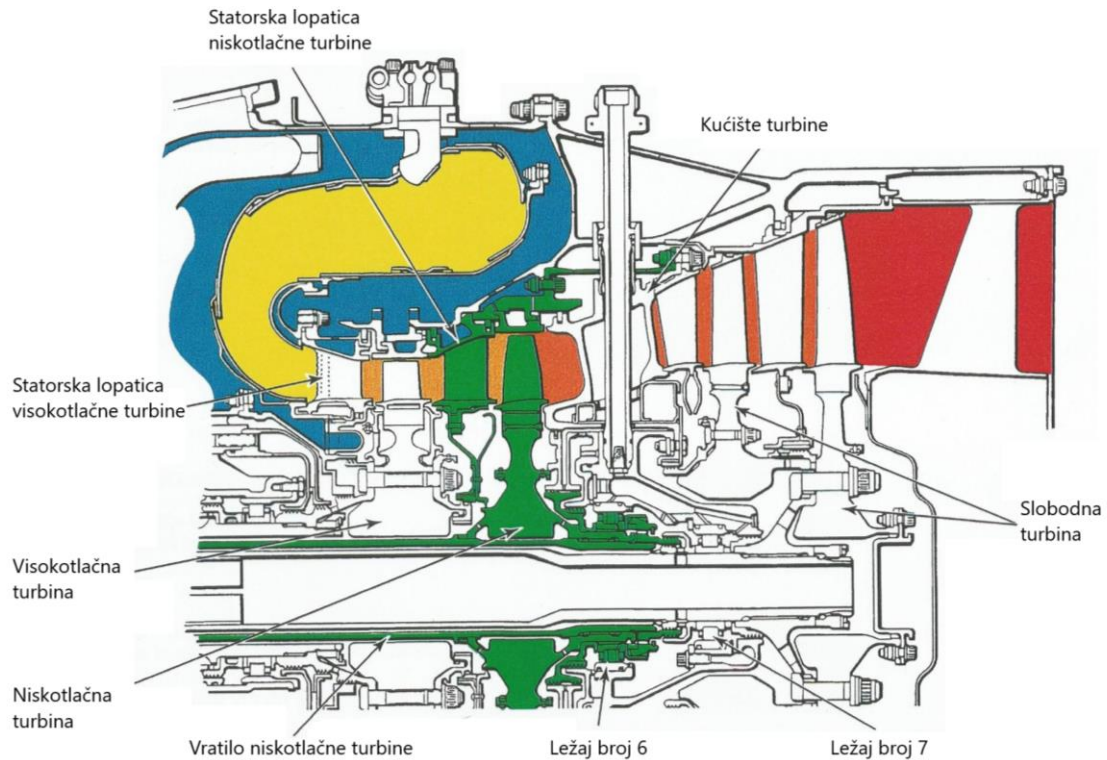
Slika 9: Prikaz visokotlačne turbine [5]

4.2.3. Niskotlačna turbina

Niskotlačna turbina služi da pretvara dobar dio toplinske i kinetičke energije ispušnih plinova u mehanički rad za pogon vratila niskotlačne turbine, na koji je spojen niskotlačni kompresor [5].

Statorske lopatice niskotlačne turbine služe da preusmjeravaju vruće ispušne plinove sa lopatica visokotlačne turbine, na lopatice niskotlačne turbine [5].

Niskotlačna turbina motora P&W123AF je također jednostupanjska, kao i visokotlačna turbina (slika 10) [5].



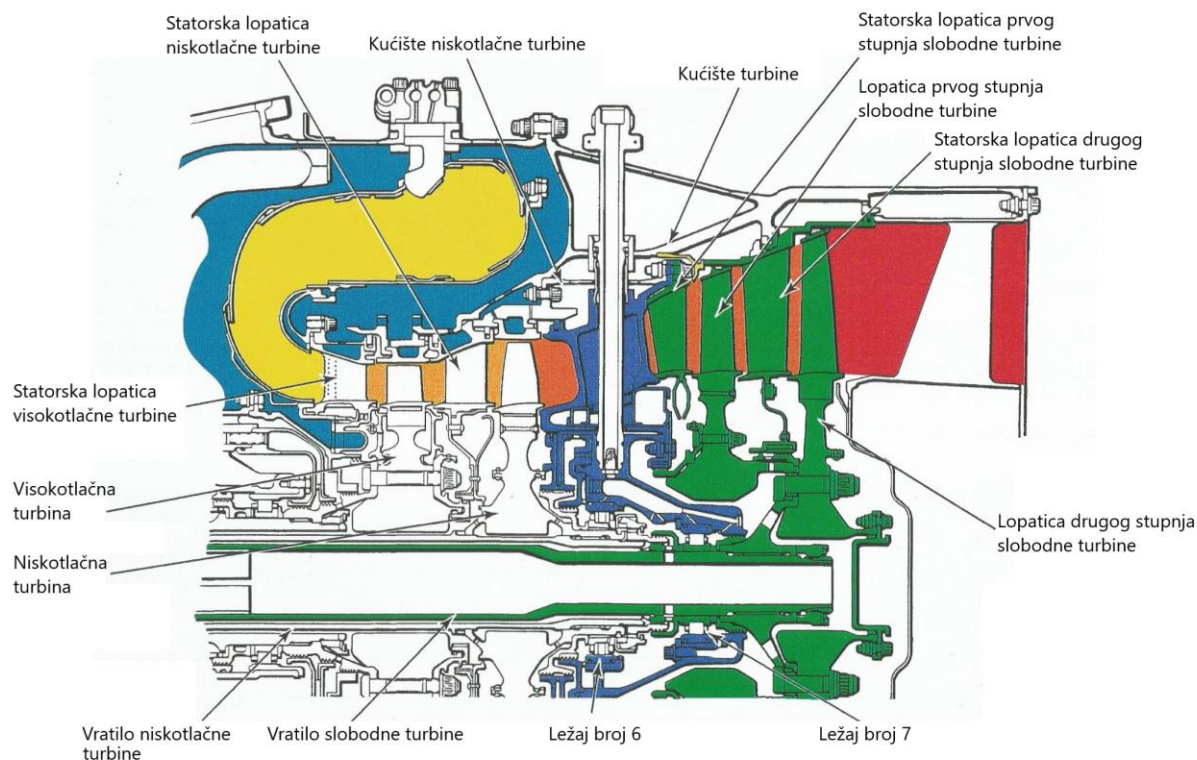
Slika 10: Prikaz niskotlačne turbine [5]

4.2.4. Pogonska turbina

Pogonska turbina služi da pretvara toplinsku i kinetičku energiju ispušnih plinova u mehanički rad za pogon vratila pogonske turbine, koji pogoni elisu preko dvostupanjskog reduktora na koji je spojeno vratilo elise [5].

Statorske lopatice pogonske turbine služe da preusmjeravaju vruće ispušne plinove sa lopatica niskotlačne turbine, na lopatice pogonske turbine [5].

Pogonska turbina motora P&W123AF je dvostupanjska, što znači da ima poslije prvog stupnja vijenca statorskih i rotorskih lopatica postavljen još jedan takav stupanj (slika 11) [5].



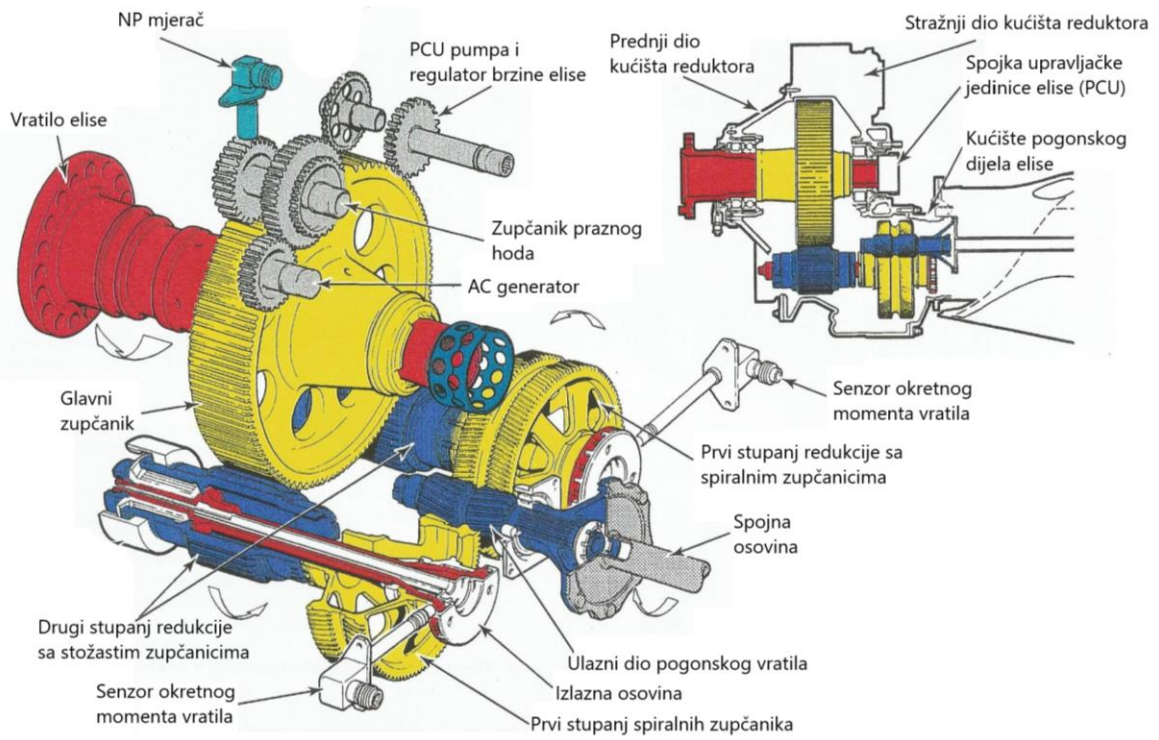
Slika 11: Prikaz pogonske turbine [5]

4.3. Reduktor za pogon elise i agregata

Reduktor služi da bi reducirao brzinu vrtnje vratila pogonske turbine na prikladnu brzinu vrtnje za optimalan i siguran rad elise. To se ostvaruje putem dvostupanjskog reduktora (slika 12), s omjerom 16.67 : 1 [5].

Osim za pogon elise, preko reduktora se pogone pomoćni uređaji i ostali agregati, kao što su [5]:

- Regulator brzine vrtnje elise (*Propeller Overspeed Governer*)
- Pumpa upravljačke jedinice elise (*Propeller Control Unit - PCU Pump*)
- Hidraulička pumpa
- Generator izmjenične struje
- Električna pumpa za automatsko postavljanje krakova elise u položaj „pod nož“ (*Electrical Feathering Pump*)
- Opskrbne i povratne pumpe ulja za podmazivanje
- Centrifugalni odzračivač ulja
- Vratilo elektropokretača



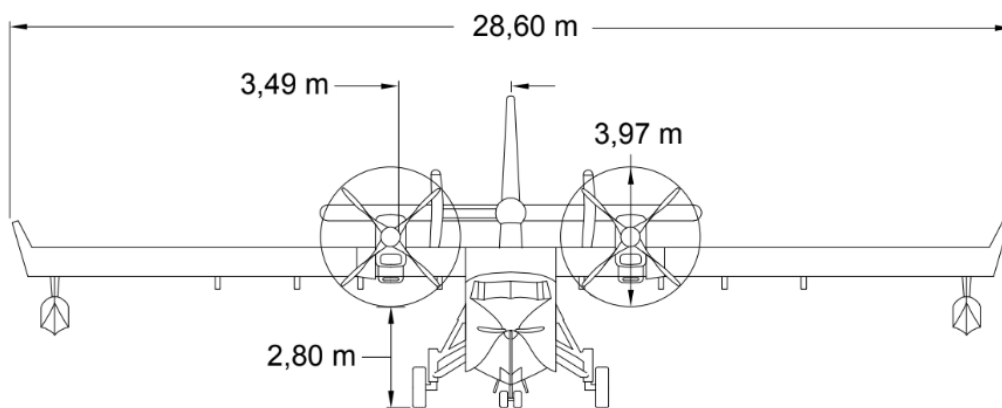
Slika 12: Reduktor motora P&W123AF [5]

5. Tehničko-eksploatacijske karakteristike motora P&W123AF na zrakoplovu Canadair CL-415

U ovom poglavlju će biti opisane opće tehničko-eksploatacijske karakteristike motora P&W123AF na zrakoplovu Canadair CL-415.

Zrakoplov Canadair CL-415 je opremljen sa dva motora P&W123AF te svaki od tih motora proizvodi snagu od 2380 ESHP na razini mora, u uvjetima međunarodne standardne atmosfere (*International Standard Atmosphere – ISA*), do ISA + 20 °C devijacije standardne temperature na svakoj visini leta u odnosu na onu koja bi trebala biti na toj visini. Masa ovog motora iznosi 992 lbs (450 kg) i duljina motora iznosi 2.1 m [7].

Motorni su smješteni na krilima, udaljeni 3.49 m od korijena krila, dok promjer elise iznosi 3.97 m, a udaljenost vrhova krakova elise od tla iznosi 2.80 m (slika 13) [7].



Slika 13: Smještaj motora P&W123AF na zrakoplovu Canadair CL-415 [7]

U tablici 1 vidljivi su granični parametri tijekom rada motora u različitim režimima rada, uz posebna ograničenja u specifičnim uvjetima rada motora [8].

Tablica 1: Granični parametri motora P&W123AF u različitim režimima rada [8]

| ENGINE TEST | TORQUE [%] (1) (2) (3) | N_P [RPM] | ITT [°C] | N_H [%] | t_{oil} [°C] (4) | p_{oil} [psi] | N_L [%] | FF [PPH] |
|---|-------------------------------|--|-----------------------------|----------------------------|---------------------------------|------------------------------|--------------------------|------------------------------|
| Maksimalna snaga za polijetanje (Take-Off Power) | 100 max. | 1190 min. 1210 max. | 800 max. | 102.7 max. | 0 ~ 115 | 55 ~ 65 | 104.0 max. | 1060 ~ 1210 |
| Maksimalna kontinuirana snaga (Maximum Continuous Power) | 96 (3) 90 (4) | 1125 (3) 1190 min. 1210 max. (4) | 800 max. | 102.7 max. | 0 ~ 115 | 55 ~ 65 | 104.0 max. | 1060 ~ 1130 |
| Prazan hod u letu (Flight Idle) | 52 max. | 780 ~ 1210 | 500 (referentna vrijednost) | 83.2 ~ 85.2 78.0 ~ 80.0 | -40 ~ 115 | 55 ~ 65 | 83 max. | 230 ~ 800 |
| Prazan hod na zemlji (Ground Idle) | 19 max. | 800 ~ 1100 | 500 (referentna vrijednost) | 84.2 ~ 86.2 78.0 ~ 80.0 | -40 ~ 115 | 55 ~ 65 | 74 max. | 230 ~ 490 |
| Maksimalna reverzibilna snaga (Maximum Reverse Power) | 65 max. | 1115 max. | 800 max. | 94.4 max. | 0 ~ 115 | 55 ~ 65 | 88 max. | 400 ~ 780 |
| Prijelazni režimi sa praznog hoda na maksimalnu snagu (Transients) | 122.4 (20 s max.) | 1320 max. | 840 (20 s max.) | 103.7 (20 s max.) | 125 (20 mins. max.) | 40 ~ 200 (20 s max.) | 104.3 (20 s max.) | 1335 (referentna vrijednost) |
| Pokretanje motora (Starting) | / | / | 950 (5 s max.) | 46 ± 2 % (greška startera) | -40 min. | 40 ~ 100 (10 s max.) | / | / |

Napomene u tablici 1 [8]:

- 1- Maksimalni dozvoljeni okretni moment s elisom u položaju „pod nož“ (*feathered propeller*) iznosi 50 %
- 2- Malene promjene u okretnom momentu za ± 2 % su prihvatljive, ako nema ikakvih dodatnih fluktuacija u drugim parametrima motora
- 3- Maksimalni dozvoljeni okretni moment iznosi 96 % pri $N_P \leq 1125$ RPM
- 4- Postavke snage prilikom polijetanja ili maksimalnog kontinuiranoga korištenja su ograničena vanjskom temperaturom zraka okoline i visinom leta

- 5- Temperatura ulja mora biti ≥ 0 °C za korištenje snage motora iznad praznog hoda u letu (*Flight Idle*)

Tijekom rada motora, sustav za praćenje performansi motora mjeri stvarne parametre tijekom različitih režima rada u letu. Nakon svakog leta, tehničko osoblje očitava iz sustava podatke i uspoređuje ih sa graničnima, kako bi se ustanovilo trenutno stanje performansi motora [8].

Tablica 2 prikazuje prikupljene podatke o stvarnim parametrima motora ostvarenih u jednom od probnih letova na zrakoplovu Canadair CL-415, za lijevi i desni motor (*L – Left, R – Right*), obavljenog nakon servisnog pregleda [8].

Tablica 2: Stvarni parametri motora P&W123AF u različitim režimima rada [8]

| ENGINE TEST | TORQUE [%] | N_P [RPM] | ITT [°C] | N_H [%] | t_{oil} [°C] | p_{oil} [psi] | N_L [%] | FF [PPH] |
|--|--------------------|----------------------------|--------------------|--------------------------|-----------------------------|------------------------------|--------------------------|----------------------|
| Maksimalna snaga za polijetanje (<i>Take-Off Power</i>) | 100 (L) 100 (R) | 1195 (L) 1201 (R) | 688 (L) 704 (R) | 95.4 (L) 97.4 (R) | 77 (L) 77 (R) | 63 (L) 63 (R) | 97 (L) 99 (R) | 1160 (L) 1195 (R) |
| Maksimalna kontinuirana snaga (<i>Maximum Continuous Power</i>) | 96 (L) 96 (R) | 894 (L) 904 (R) | 611 (L) 627 (R) | 92.1 (L) 94.2 (R) | 74 (L) 74 (R) | 62 (L) 62 (R) | 93 (L) 94 (R) | 907 (L) 941 (R) |
| Prazan hod u letu (<i>Flight Idle</i>) | 10 (L) 9 (R) | 806 (L) 758 (R) | 435 (L) 433 (R) | 79.3 (L) 78.1 (R) | 75 (L) 74 (R) | 61 (L) 60 (R) | 64 (L) 64 (R) | 292 (L) 289 (R) |
| Prazan hod na zemlji (<i>Ground Idle</i>) | 7 (L) 6 (R) | 789 (L) 781 (R) | 443 (L) 439 (R) | 78.1 (L) 77.1 (R) | 77 (L) 79 (R) | 60 (L) 59 (R) | 62 (L) 61 (R) | 276 (L) 269 (R) |
| Maksimalna reverzibilna snaga (<i>Maximum Reverse Power</i>) | 54 (L) 50 (R) | 1091 (L) 1088 (R) | 548 (L) 547 (R) | 89.6 (L) 87.6 (R) | 79 (L) 78 (R) | 62 (L) 61 (R) | 88 (L) 88 (R) | 740 (L) 729 (R) |
| Prijelazni režimi sa praznog hoda na maksimalnu snagu (<i>Transients</i>) | 104 (L) 103 (R) | 1250 (L) 1232 (R) | 710 (L) 708 (R) | 101.0 (L) 99.8 (R) | 80 (L) 78 (R) | 65 (L) 64 (R) | 100 (L) 99 (R) | 1280 (L) 1269 (R) |
| Pokretanje motora (<i>Starting</i>) | / | / | 503 (L) 507 (R) | 45.8 (L) 46.1 (R) | 71 (L) 72 (R) | 60 (L) 61 (R) | / | / |

Uspoređivanjem vrijednosti prikupljenih u probnom letu (tablica 2), s onima koje su granične (tablica 1), omogućava detaljno praćenje performansi i održavanje motora [8].

Tehničko osoblje pomoću tih podataka provodi evidenciju u sustavu za praćenje performansi svih navedenih parametara motora u detalju, koje se zatim putem elektroničkog zapisa šalju proizvođaču toga motora za potvrdu o ispravnosti [8].

Prvi uvjet koji se mora zadovoljiti je da se vrijednosti svakog parametra pri različitim postavkama snage motora, navedenih u tablici 2, nalaze unutar dozvoljenih granica iz tablice 1. Sustav za praćenje evidencije, u kojem se elektroničkim zapisom upisuju stvarne vrijednosti parametara tijekom rada motora, će na temelju toga mjeriti da li su vrijednosti prekoračene [8].

Drugi uvjet koji se mora zadovoljiti je da su vrijednosti parametara na lijevom i desnom motoru u bliskim vrijednostima, kada su ručice snage lijevog i desnog motora u istom položaju [8].

6. Definiranje tipičnih vrsta operacija zrakoplova Canadair CL-415 u protupožarnim akcijama

Zrakoplov Canadair CL-415 pruža znatnu pomoć vatrogasnom osoblju prilikom gašenja požara. Zbog toga razloga se u Oružanim snagama Republike Hrvatske (OSRH) kao zračna pomoć u gašenju požara otvorenog prostora koristi primarno Canadair CL-415 [9].

Canadair CL-415 u operacijama unutar OSRH provodi sljedeće namjenske zadaće [9]:

- Gašenje požara otvorenog prostora,
- Obuka članova posade za gašenje požara,
- Prijevoz stručnog osoblja i tereta.

U OSRH, primarna namjenska zadaća ovoga zrakoplova je gašenje požara otvorenog prostora te postoje definirane tipične vrste operacija koje se provode tijekom tih zadaća [9].

6.1. Tipične vrste operacija u protupožarnim akcijama

Da bi se zrakoplovom mogao gasiti požar, prvo se mora doći do požarišta, posada mora prosuditi situaciju, uzeti vodu i započeti proces gašenja. Zbog toga, svaki protupožarni let se dijeli na sljedeće vrste operacija, koje se u praksi još nazivaju tipičnim manevrima [9]:

- Provjere i radnje prije leta,
- Navigacijski let do požara,
- Izviđanje požarišta, prosudba vodene površine,
- Uzimanje vode,
- Odbacivanje vodenih bombi,
- Završetak djelovanja na požaru i navigacijski let prema aerodromu slijetanja.

6.1.1. Provjere i radnje prije leta

Letačka posada na izvršnoj pripremi za let dobiva bitne informacije o trenutnom požaru na nekoj lokaciji, kao što su mjesto požara, trenutna veličina požara, koliko je vatrogasnih vozila i osoblja trenutno na mjestu intervencije za gašenje požara i slično. Nakon obavljenog izvršnog dijela leta, dolaze do zrakoplova koji im je dodijeljen za tu zadaću te kreću sa radnjama na zemlji.

Zapovjednik aviona (*Pilot-in-Command* - PiC) letačke posade obavlja prijeletni pregled, provjeravajući da nema ikakvih vidljivih oštećenja na zrakoplovu, otvorenih poklopaca ili slično. Kopilot provjerava unutrašnjost kabinskog prostora i pilotske kabine te stanje količine goriva u spremnicima putem instrumenata u kabini.

Nakon prijeletnog pregleda, letačka posada ulazi u zrakoplov, sjedaju u pilotsku kabinu te započinju sa radnjama i postupcima za pokretanje motora, sukladno Pilotskom Kontrolnom Popisu (*Pilot-Checklist* - PCL). Nakon pokretanja motora, provode nužne radnje prema PCL, prije voženja [9].

6.1.2. Voženje

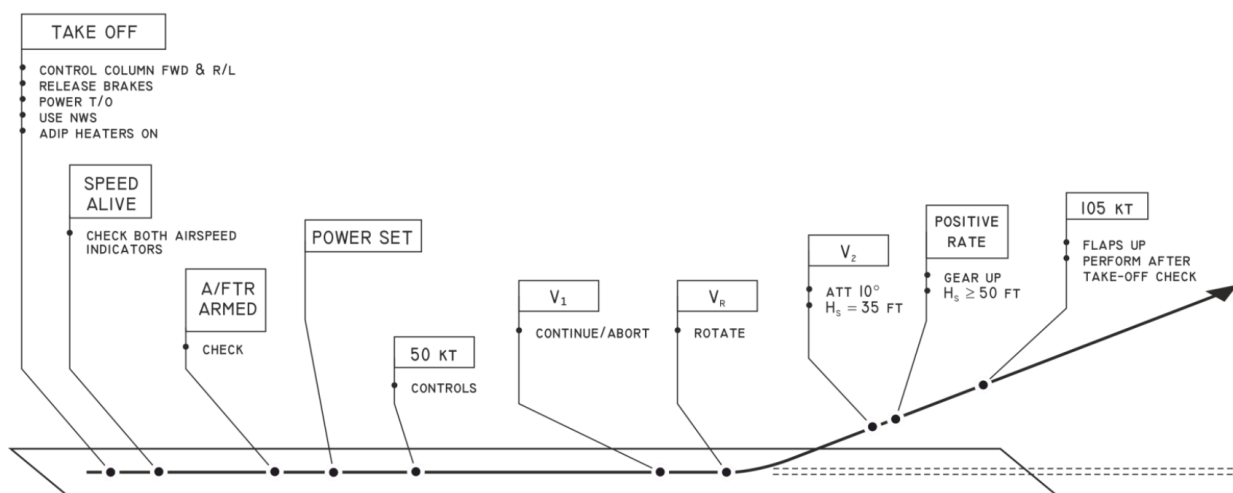
Tijekom voženja na zemlji, piloti provode radnje i provjere koje se moraju odraditi tijekom voženja do mjesta čekanja. Prilikom voženja, potrebno je osigurati razmak između zrakoplova koji se mogu nalaziti ispred/iza najmanje 50 m. Usred svega toga, kontrola leta daje opće informacije pilotima u obliku odobrenja (*Air Traffic Control Clearance*), kao što su odlazna procedura nakon polijetanja, visina na koju trebaju penjati i jedinstveni transponderski kod. Dalje, piloti se voze zrakoplovom do mjesta čekanja za izlazak na uzletno-sletnu stazu (USS), za polijetanje [9].

6.1.3. Izlazak na USS

Nakon što je kontrola leta dala odobrenje letačkoj posadi da mogu izaći na USS te kada su piloti odradili potrebne radnje i provjere, sukladno PCL prije polijetanja, otpuštaju kočnice, izlaze sa zrakoplovom na USS i postavljaju se na središnju crtu za polijetanje [9].

6.1.4. Polijetanje

Na slici 14 prikazana je shema polijetanja zrakoplova Canadair CL-415, koja predstavlja standardni način polijetanja prema propisanim procedurama objavljenim unutar priručnika za uporabu zrakoplova Canadair CL-415 unutar OSRH [10].



Slika 14: Shema polijetanja zrakoplova Canadair CL-415 [10]

Kada se zrakoplov nalazi na središnjoj crti polijetanja te su piloti spremni, javljaju se kontroli leta i traže odobrenje za polijetanje. Nakon što im kontrola leta da odobrenje, započinju sa procedurom polijetanja (slika 14) [10].

Zapovjednik aviona provjerava hod upravljačkih komandi, pomicanjem palice naprijed/nazad i desno/lijevo. Nakon što se uvjerio u ispravnost istoga, otpušta kočnice, postepeno dodaje snagu do maksimalne za polijetanje te se služi sustavom za upravljanjem nosnom nogom (*Nose-Wheel Steering - NWS*) i kormilom pravca da bi korigirao momente skretanja u stranu, održavajući pravac polijetanja. Također, kopilot provjerava da je sustav protiv zaleđivanja pitot cijevi i statičkih otvora uključen.

Nakon postizanja određene brzine, kopilot javlja „*Speed alive*“, prateći brzinomjer na instrumentalom panelu. Poslije toga provjerava da je sustav za automatsko postavljanje elise u položaj „pod nož“ uključen (*Autofeathering System - A/FTR*).

Pri brzini 50 kts, kopilot javlja zapovjedniku sljedeću frazu: „*Speed 50, your controls*“, radi potvrde brzine i uvjeravajući zapovjednika aviona da on i dalje upravlja, bez ikakvih upletanja kopilota što se tiče komandi, na što zapovjednik potvrđuje izrazom „*My controls*“.

Prilikom postizanja brzine odluke (V_1), kopilot javlja zapovjedniku aviona „ V_1 “, na što zapovjednik aviona mora naglasiti da li se nastavlja/otkazuje polijetanje, s izrazom „*Continue/Abort*“.

Postizanjem brzine rotacije nosne noge (V_R), kopilot javlja zapovjedniku aviona „*Rotate*“, davajući doznanja zapovjedniku aviona da krene podizati nosnu nogu povlačeći palicu prema sebi.

Nakon uspostavljanja kuta penjanja od 10° , dostizanja visine 35 ft (11 m) i sigurnosne brzine pri polijetanju (V_2), kopilot javlja zapovjedniku aviona „ V_2 “, na što zapovjednik aviona potvrđuje brzim pogledom na brzinomjer. Ubrzo nakon toga kopilot javlja „*Positive rate*“, na što zapovjednik aviona potvrđuje brzim pogledom na variometar ili pomoću periferalnog vida kroz prozore kabine.

Kada se zrakoplov ubrzao na 105 kts, kopilot javlja zapovjedniku aviona, na što mu on odgovara „*GEAR UP, FLAPS UP*“, dajući doznanja kopilotu da uvuče stajni trap i zakrilca te postavi snagu adekvatnu za daljnje penjanje. Izraz kopilota: „*Selecting up*“ [10].

6.1.5. Penjanje

Nakon polijetanja i uvlačenja konfiguracije, zrakoplov nastavlja ubrzavati i penjati pri postavci snage za maksimalnu kontinuiranu snagu (*Maximum Continuous Power* - MCP) do adekvatne visine leta.

Kada je zrakoplov dostigao željenu visinu leta, prelazi u horizontalni režim leta i nastavlja prema navigacijskoj ruti do mjesta požara [9].

6.1.6. Navigacijski let do požara

Navigacijskim letom do mjesta požara smatra se segment leta od polijetanja do dolaska na područje požarišta ili područja za uzimanje vode. Ujedno, letom do požara podrazumijeva se i let s jednog požara na drugi, kao i let s prekinutog protupožarnog izviđanja (PPI) prema požaru koji nije u pojasu pokrivanja rute izviđanja.

Let do požara se može provoditi prema vizualnom letenju (*Visual Flight Rules* - VFR) ili instrumentalnom letenju (*Instrument Flight Rules* - IFR), no područje na kojem se vrši gašenje požara mora biti u vizualnim meteorološkim uvjetima (*Visual Meteorological Conditions* - VMC). Zbog toga, navigacijski let do požara mora završiti u VMC uvjetima, prema VFR i isključivo samo danju [9].

Odabir rute i visine leta prema mjestu požara se određuje prema sljedećim faktorima [9]:

- Ruta mora biti što kraća i direktna
- Izbjegavati zagušene dijelove zračnog prostora
- Visinu birati tako da se optimizira vrijeme trajanja penjanja/spuštanja, putna brzina, potrošnja goriva, uočljivost na radaru i razdvajanje od ostalog zračnog prometa

Navigacijski letovi prema požaru ne smiju se raditi na visini za brišući let, osim ako je to najoptimalniji način za dolazak na mjesto požarišta, u slučajevima niske baze oblaka, hitne intervencije, prometa i sl.

Optimalna rutna brzina za navigacijski let do požara je ona koju pruža režim krstarenja velikom brzinom (*High Speed Cruise*).

Posada koja je u stanju pripravnosti za gašenje požara mora biti spremna napraviti brzu navigacijsku pripremu kada ih se šalje na intervenciju. Obavezno moraju paziti na moguće dalekovode na području požarišta, a pogotovo duž rute ako se leti visinama za brišuće letove [9].

6.1.7. Izviđanje mjesta požara

Izviđanje požara je prvi tipični manevar ili operacija koju letачka posada mora provesti nakon doleta na mjesto požara.

Provodi se izvođenjem određenih zaokreta, bočnim preletima i letom u paralelnim kursevima, onoliko puta i u vremenu trajanja koliko je potrebno da se omogući stjecanje cijelokupnog uvida o situaciji na mjestu požara, pri tome ne smetajući drugim letачkim posadama koje se već nalaze na mjestu požara [10].

Prilikom izviđanja mjesta požara potrebno je ustanoviti sljedeće [9]:

- Konfiguraciju područja požara, uočiti prepreke te vrstu prevladavajuće vegetacije
- Meteorološke uvjete na mjestu požara (vjetar/turbulencija/nispona strujanja)
- Veličinu i brzinu širenja požara radi obaviještanja zapovjedništva za potrebe dodatnih snaga
- Raspored zemaljskih snaga (vatrogasna vozila i osoblje) i položaj njihovog zapovjednog mjesta
- Pozicije i manevri bacanja vodenih bombi zračnih snaga ranije pristiglih na požar
- Stupiti u kontakt sa zračnim i zemaljskim snagama te koordinirati iduća djelovanja

6.1.8. Uzimanje vode

Uzimanje vode je manevar koji se provodi radi punjenja aviona vodom na vodenoj površini, u svrhu bacanja vodenih bombi za gašenje požara. Postupak uzimanja vode započinje na visini od 300 ft iznad tla (*Above Ground Level - AGL*).

Prema [9], uzimanje vode se sastoji od sljedećih faza:

- Izviđanje vodene površine
- Prilaženje
- Dodir
- Punjenje vodenih rezervoara
- Zalet nakon uvlačenja vodenih crpki
- Uzlet (kada je zrakoplov napustio vodenu površinu)
- Polet (do postizanja visine 35 ft AGL)
- Penjanje

Pri doletu u područje za uzimanje vode, letачka posada zrakoplova provodi izviđanje i prelet vodene površine, u cilju provjere i procjene sigurnosti za rad na toj površini. Procjenjuje smjer i jačinu vjetra, prepreke, plutajuće objekte te određuje smjer i mjesto uzimanja vode koji najoptimalnije odgovara na tome području [9].

Izviđanje vodene površine izvodi se u skladu sa sljedećim faktorima [9]:

- Mjesto uzimanja vode da bude što bliže požarištu
- Optimalni uvjeti vodene površine i vjetra na tome području (smjer i brzina)
- Zadovoljavajuće dimenzije vodene površine (duljina/širina/dubina) u skladu sa normama sigurnosti u slučaju izvanrednih situacija
- Adekvatna preglednost područja
- Bez prepreka i ostalih smetnji (ptice, plovila, umjetni objekti i sl.)

Tijekom uzimanja vode, kapetan obavlja cijelo upravljanje i letenje zrakoplovom te izdaje usmene zapovijedi kopilotu. Kopilot provodi sve propisane provjere i radnje prema PCL, kao što su provjere letnih i motorskih instrumenata, stanja vodenog sustava na zrakoplovu, rad s vodenim crpkama te ujedno provodi one zapovijedi koje mu izdaje kapetan [9].

6.1.9. Manevri za odbacivanje vodenih bombi na požaru

Manevri za odbacivanje vodenih bombi su elementi leta čija je svrha dovođenje vodenog tereta na točno definirano, unaprijed određeno i naciljano mjesto na požaru. Svaki manevar mora biti siguran i taktički opravdan [10].

Odabir manevara odbacivanja vode ovisi o različitim faktorima koji se moraju uzeti u obzir prilikom donošenja odluke, kao što su [10]:

- Fizičke karakteristike požara (veličina, brzina širenja, zadimljenost, vegetacija, konfiguracija područja i sl.)
- Raspoložive zračne i zemaljske snage za gašenje požara
- Vremenski uvjeti (vjetar, stanje valova na moru, atmosferski uvjeti)

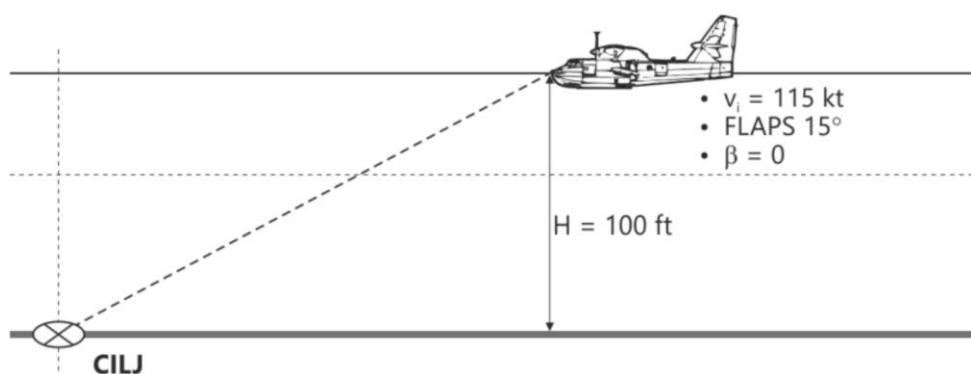
Svaki manevar za odbacivanje vodenih bombi određen je sa četiri osnovna parametra koji utječu na ponašanje vode nakon odbacivanja, kao što su [9]:

- Brzina leta aviona u trenutku odbacivanja vodene bombe
- Visina leta aviona u odnosu na tlo
- Položaj aviona u prostoru
- Pravac i iznos opterećenja aviona neposredno prije i tijekom odbacivanja vodene bombe (utječe na trajektoriju vodene bombe)

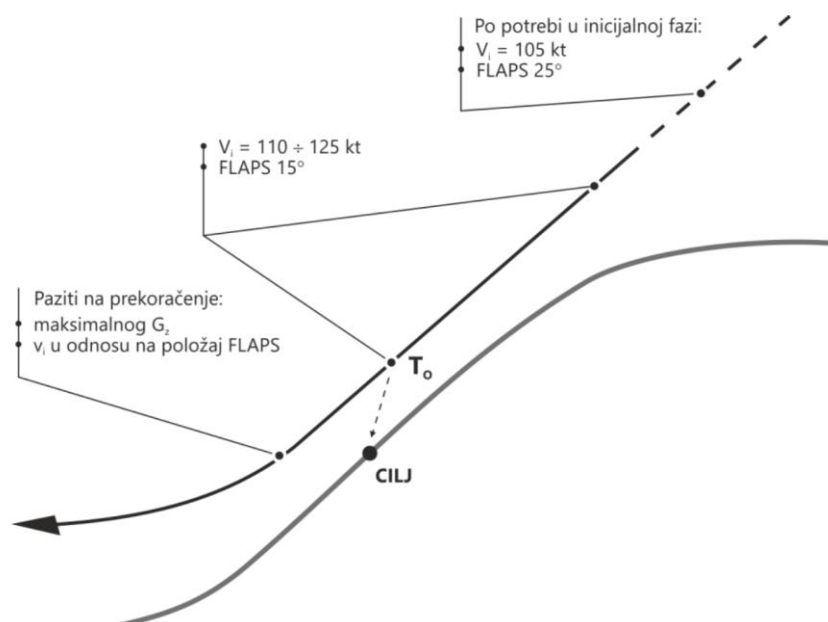
Vrste odbacivanja vodenih bombi na požarištu su sljedeće [10]:

- Odbacivanje iz horizontalnog leta (slika 15)
 - Najpovoljniji i najčešće se koristi, zbog lakoće provođenja i preciznosti pogađanja
 - Visina leta odbacivanja vodene bombe iznosi u rasponu od 20 do 300 ft AGL
- Odbacivanje iz kuta spuštanja (slika 16)
 - Koristi se kada nije moguće odbacivanje iz horizontalnog leta ili kada se želi postići snažniji udar vodenom bombom bez smanjenja visine leta odbacivanja
 - Najčešće se koristi kod odbacivanja vodene bombe niz padinu

- Odbacivanje iz nagiba
 - Koristi se kada nije moguće odbacivanje iz horizontalnog leta ili kuta spuštanja
 - Najčešće se koristi na padini ili kada bi zrakoplov vrlo moguće prošao kroz jako zadimljenje kada se ne bi koristio ovaj tip manevra
- Odbacivanje iz kuta penjanja
 - Najčešće se koristi zbog položaja cilja u prostoru požara, kada bilo koja druga vrsta manevra ne bi bila od značajnijeg taktičkog učinka radi okolnih utjecaja na području požara
- Odbacivanje kombinacijom prethodnih manevara
 - Kada nije moguće definirati točan manevar koji će biti najprikladniji za optimalno gašenje požara, zbog značajki područja požarišta i ponašanja požara, koristi se više od jednog tipa manevra, ovisno o trenutnoj situaciji požara



Slika 15: Manevar za odbacivanje vodene bombe iz horizontalnog leta [10]



Slika 16: Manevar za odbacivanje vodene bombe iz kuta spuštanja [10]

6.1.10. Završetak rada na požaru i povratak na aerodrom slijetanja

Nakon završene zadaće gašenja požara ili zbog operativnih razloga (potrebna nadopuna aviona gorivom, premještanje na novi požar i sl.), zapovjednik aviona javlja putem radio-veze zapovjedništvu završetak rada na požarištu i povratak na aerodrom slijetanja [9].

Također, izvještava o trenutnom stanju na požarištu, da li je požar u potpunosti ugašen, ili je potrebno poslati još dodatne snage za gašenje [9].

7. Korištenje motora P&W123AF na zrakoplovu Canadair CL-415 u tipičnim režimima rada

U ovom poglavlju biti će prikazan primjer korištenja motora P&W123AF u tipičnim režimima rada motora tijekom korištenja na zrakoplovu Canadair CL-415 za određenu masu zrakoplova tijekom leta. Također, biti će prikazan primjer protupožarne akcije.

Tipični režimi rada motora su sljedeći [10]:

- Režim horizontalnog leta
- Režim penjanja
- Režim spuštanja

Prikazane vrijednosti fizikalnih veličina u sljedećim tablicama odnose se na masu zrakoplova Canadair CL-415 od 35 000 lbs i u uvjetima međunarodne standardne atmosfere (ISA) pri ISA + 0 °C te horizontalni let na visini od 10 000 ft [10].

7.1. Režim horizontalnog leta

Prema [10], postoje sljedeće vrste režima horizontalnog leta:

- Sa stalnom snagom (tablica 3)
- Krstarenje velikom brzinom (tablica 4)
- S maksimalnim doletom i maksimalnom istrajnosti (tablica 5)

Tablica 3: Režim horizontalnog leta sa stalnom snagom [10]

| TQ [%] | N _P [RPM] | V [KIAS] | H [ft] |
|--------|----------------------|----------|--------|
| 55 | 1200 | ≈ 150 | STALNA |
| 65 | 1200 | ≈ 160 | STALNA |

Tablica 4: Režim krstarenja velikom brzinom (*High Speed Cruise*) [10]

| TQ [%] | N _P [RPM] | V [KIAS] | H [ft] |
|--------|----------------------|----------|--------|
| 96 | 900 | ≈ 174 | STALNA |
| 96 | 1000 | ≈ 178 | STALNA |
| 93 | 1100 | ≈ 182 | STALNA |
| 85 | 1200 | ≈ 185 | STALNA |

Tablica 5: Režim horizontalnog leta s maksimalnim doletom i maksimalnom istrajnošću [10]

| TQ [%] | N _P [RPM] | V [KIAS] | H [ft] | NAPOMENA |
|--------|----------------------|----------|--------|---|
| 75 | 900 | ≈ 160 | STALNA | / |
| 54 | 900 | ≈ 135 | STALNA | KRSTARENJE ZA VELIKI DOLET (<i>LONG RANGE CRUISE</i>) |
| 46 | 900 | ≈ 125 | STALNA | MAKSIMALNI DOLET |
| 36 | 900 | ≈ 105 | STALNA | MAKSIMALNA INSTRAJNOST |

7.2. Režim penjanja

Prema [10], postoje sljedeće vrste režima penjanja:

- Sa stalnom brzinom (tablica 6)
- Sa stalnom brzinom penjanja (tablica 7)

Tablica 6: Režim penjanja sa stalnom brzinom [10]

| TQ [%] | N _P [RPM] | V [KIAS] | ROC [ft/min] | H [ft] |
|--------|----------------------|----------|--------------|--------|
| MCP | 1200 | 105 | ≈ 1900 | RASTE |
| MCP | 1200 | 117 | ≈ 2300 | RASTE |
| MCP | 1200 | 130 | ≈ 1500 | RASTE |
| MCP | 1200 | 165 | ≈ 1000 | RASTE |

Napomena: MCP = *Maximum Continus Power* - Maksimalna kontinuirana snaga

ROC = *Rate Of Climb* - Brzina penjanja

Tablica 7: Režim penjanja sa stalnom brzinom penjanja [10]

| TQ [%] | N _P [RPM] | V [KIAS] | ROC [ft/min] | H [ft] |
|--------|----------------------|----------|--------------|--------|
| 80 | 1200 | 150 | 1000 | RASTE |
| 65 | 1200 | 130 | 1000 | RASTE |
| 60 | 1200 | 150 | 500 | RASTE |

7.3. Režim spuštanja

Prema [10], postoje sljedeće vrste režima spuštanja:

- Sa stalnom brzinom (tablica 8)
- Sa stalnom brzinom snižavanja (tablica 9)

Tablica 8: Režim spuštanja sa stalnom brzinom [10]

| TQ [%] | N _P [RPM] | V [KIAS] | ROD [ft/min] | H [ft] |
|-------------|----------------------|----------|--------------|-------------|
| 20 | 1200 | 160 | ≈ 2000 | SMANJUJE SE |
| FLIGHT IDLE | 1200 | 120 | ≈ 3000 | SMANJUJE SE |
| FLIGHT IDLE | 1200 | 187 | ≈ 3500 | SMANJUJE SE |

Napomena: ROD = *Rate of Descent* – Brzina snižavanja

Tablica 9: Režim spuštanja sa stalnom brzinom snižavanja [10]

| TQ [%] | N _P [RPM] | FLAPS [°] | ROD [ft/min] | V [KIAS] | H [ft] |
|--------|----------------------|-----------|--------------|----------|-------------|
| 45 | 1200 | 0 | 1000 | 165 | SMANJUJE SE |
| 30 | 1200 | 0 | 1000 | 150 | SMANJUJE SE |
| 55 | 1200 | 0 | 500 | 165 | SMANJUJE SE |
| 25 | 1200 | 15 | 1000 | 115 | SMANJUJE SE |
| 35 | 1200 | 15 | 500 | 115 | SMANJUJE SE |
| 15 | 1200 | 15 | 1000 | 105 | SMANJUJE SE |
| 20 | 1200 | 15 | 500 | 105 | SMANJUJE SE |

7.4. Primjer protupožarne akcije

Na temelju podataka iz operativnog priručnika za letačku posadu zrakoplova Canadair CL-415 (*Flight Crew Operating Manual* - FCOM), moguće je prikazati različite parametre motora i aviona tijekom leta u protupožarnoj akciji.

Primjer protupožarne akcije je prikazan ilustrativno na slici 17 te su podatci koji su prikazani (masa zrakoplova, protok goriva, brzina leta, okretni moment, udaljenost do jezera i do požarišta) uzeti direktno iz primjera u FCOM-u i dijelom pretpostavke radi lakšeg prikaza cijelog profila leta [7].

Osnovni podaci za primjer protupožarne akcije su sljedeći [7]:

- Operativna prazna masa aviona (*Operating Empty Mass* - OEM) = 29 000 [lbs]
- Masa pjene (*Foam*) = 800 [lbs]
- Udaljenost od baze do područja uzimanja vode = 85 [NM]
- Udaljenost požarišta do područja uzimanja vode = 10 [NM]
- Uvjeti međunarodne standardne atmosfere; ISA + 0 [°C] devijacije standardne temperature na svakoj visini leta
- Polijetanje na srednjoj razini mora (*Mean Sea Level*)
- Penjanje nakon polijetanja do visine 10 000 [ft]
- Režim horizontalnog leta = krstarenje velikom brzinom (*High Speed Cruise*) do područja uzimanja vode
- Uzimanje vode i polijetanje sa vodene površine
- Krstarenje do požarišta na visini od 1 500 [ft] i brzini od 150 [kts]
- Dolazak na požarište i bacanje vodene bombe

- Povratak do područja uzimanja vode na visini od 1 500 [ft] i brzini od 150 [kts]
- Ponavljanje cijelog ciklusa uzimanja i bacanja vodene bombe sljedeća 3 [hr]
- Nakon 3 [hr], penjanje do visine 10 000 [ft]
- Režim horizontalnog leta = krstarenje za veliki dolet (*Long Range Cruise*) natrag do baze
-
- Slijetanje u bazu sa količinom rezervnog goriva dovoljnom za 45 [mins] krstarenja velikom brzinom (*Long Range Cruise*) na visini od 10 000 [ft]

| CL415 WATER DROPPING MISSION | | | | | | | | | | | |
|------------------------------------|---|-----------|---------------|-------------------------|------------------------------|---------------|---------------------------------------|---------------------|---------------------------------|--------|--------|
| RPM SETTING HSC 1200 LRC 900 | | | | | | | | | | | |
| | TORQUE % | V KTAS | S.R. NM/LB | PROFILE TIME MIN. | USED FOR FIRE DIST. NM | F. USED LB | FIGHTING F-FLO LB/HR PER ENG | TOTAL FUEL LB | MASS LB | | |
| 1) | O. E. M. FOAM LOAD FUEL LOAD TAKEOFF FUEL ALLOWANCE | | | | | | | | 29000. 800. 6600. 100. | | |
| 2) | RAMP MASS | | | | | | | | 6700. | 36500. | |
| | TAKEOFF MASS | | G. I. | 10.0 | | 100.0 | 300.0 | 6600. | 36400. | | |
| | CLIMB TO 10000 . FT | | M. C. P. | 138 . 1 | 0.1394 | 6.3 | 14.5 | 208.0 | 990.4 | 6392. | 36142. |
| | H/S CRUISE AT 10000 . FT | | 96 | 203.4 | 0.1156 | 20.8 | 70.5 | 610.0 | 878.2 | 5782. | 35532. |
| 3) | TYPICAL CIRCUIT | | | | | | | | | | |
| | SCOOP WATER & T. O . | 104 | | 0.50 | | 20.8 | 1247.4 | | | | |
| | CRUISE TO FIRE | 60 | 150.0 | 0.1024 | 4.00 | 10.0 | 97.7 | 732.4 | | | |
| | DROP WATER | 50 | | 1.50 | | 29.2 | 584.0 | | | | |
| | RETURN TO LAKE | 55 | 150.0 | 0.1034 | 4.00 | 10.0 | 96.7 | 682.4 | | | |
| | TOTAL CIRCUIT | | | 10.00 | | 244.4 | 733.0 | | | | |
| 4) | 18.0 DROPS - 800. LB FOAM USED | | | 180.00 | | 4400. | | 1382. | 30382. | | |
| | CLIMB TO 10000 . FT | | M. C. P. | 139.6 | 0.1390 | 4.9 | 11.4 | 164. | 1004.0 | 1218. | 30218. |
| | L/R CRUISE AT 10000 . FT | | 54 | 145.0 | 0.1487 | 30.5 | 73.6 | 495. | 487.5 | 723. | 29723. |
| 5) | RESERVES | | 144.5 | 0.1496 | 45.0 | 108.4 | 723. | | 29000. | | |
| | O. E. M. | | | | | | | | 29000. | | |
| 6) | DISTANCE OF LAKE FROM BASE = 85.0 NM DISTANCE OF FIRE FROM LAKE = 10.0 NM MAXIMUM PRESCOOPING MASS = 36200.0 LB EACH WATER PICKUP = 10467.5 LB --- (1256.6 US GAL) (13500.0 LB MAX) -- 1620 US GAL MAX MAXIMUM AIRCRAFT MASS = 46000.0 LB TIME TO FIRST SCOOP = 37.1 MIN (FROM DISPATCH) (0.618 HR) TIME TO FIRST DROP = 41.6 MIN (FROM DISPATCH) (0.694 HR) TIME EXTINGUISHING FIRE = 3.00 HR | | | | | | | | | | |
| 7) | -- FROM DISPATCH TIME: -- WATER + FOAM IN FIRST 0.5 HR = 0.0 US GAL IN FIRST 1 HR = 2533.6 US GAL WATER + FOAM IN FIRST 1.5 HR = 6334.0 US GAL IN FIRST 2 HR = 10134.4 US GAL WATER + FOAM IN FIRST 2.5 HR = 13924.6 US GAL IN FIRST 3 HR = 17694.4 US GAL WATER + FOAM IN FIRST 3.5 HR = 21464.2 US GAL IN FIRST 4 HR = 22702.8 US GAL | | | | | | | | | | |
| 8) | WATER DROP CIRCUIT TIME = 10.00 MIN AVERAGE DROPS/HR AT FIRE = 6.00 NUMBER OF DROPS = 18.0 TOTAL DROPS WITH FOAM = 10.0 TOTAL DROPS WITHOUT FOAM = 8.0 TOTAL WATER + FOAM DROP = 22702.8 US GAL COMPLETE MISSION TIME = 4.24 HR 80.0 LB FOAM WERE USED FOR EACH DROP = 10.2 US GAL FOAM FINISHED ON DROP 10 FULL WATER PICKUP FROM DROP 11 | | | | | | | | | | |

Slika 17: Primjer protupožarne akcije [7]

Opis primjera protupožarne akcije [7]:

1) Podaci prije leta:

- Operativna prazna masa zrakoplova; $OEM = 29\ 000$ [lbs]
- Masa pjene u spremnicima za pjenu; $m_{foam} = 800$ [lbs]
- Masa goriva potrebnog za let; $m_f = 6600$ [lbs]
- Količina goriva za taksiranje (*Take-off Fuel Allowance*); $m_{TOFA} = 100$ [lbs]

2) Podaci od pokretanja motora do visine krstarenja:

- Masa zrakoplova na stajanci (*Ramp Mass – RM*);
 $RM = OEM + m_f + m_{TOFA} = 36500$ [lbs]
- Zrakoplov taksira pri postavci snage za prazan hod na zemlji (*Ground Idle – G.I.*)
- Nakon 10 [mins] taksiranja, zrakoplov polijeće s masom pri polijetanju (*Take-off Mass – TOM*) od: $TOM = RM - m_{TOFA} = 36400$ [lbs]
- Zrakoplov tijekom polijetanja koristi maksimalnu snagu za polijetanje te nakon uvlačenja konfiguracije dalje penje sa postavkom snage za maksimalnu kontinuiranu snagu (MCP)
- Zrakoplov penje do visine krstarenja; $H_{cruise} = 10\ 000$ [ft]
- Pri postizanju visine krstarenja, pilot prevodi zrakoplov u režim horizontalnog leta za krstarenje velikom brzinom (HSC) pri postavci snage od 96 [%] TORQUE, do trenutka spuštanja kada se nalazi blizu jezera, radi spuštanja na vodenu površinu i uzimanja vode

3) Podaci tipičnog kruga skupljanja i bacanja vode za ovaj primjer protupožarne akcije:

- Zrakoplov prilazi vodenoj površini na 1500 [ft] za izviđanje područja i procjenjuje najpovoljniji smjer za prilaz vodi radi lakšeg te sigurnog skupljanja vode
- Nakon izviđanja vodene površine, spušta se na 300 [ft] AGL i postavlja se u poziciju za prilaz vodenoj površini
- Od trenutka snižavanja, do trenutka dodira donjeg dijela trupa zrakoplova (u kojem se nalaze vodene crpke za skupljanje vode), postavka snage se mijenja drastično, sa praznog hoda u letu do maksimalne snage za polijetanje, što uzrokuje nagli porast TORQUE na 104 [%] zbog brze promjene postavke snage, kako bi se zrakoplov mogao održavati djelomično u vodi i dobar dio u zraku (85 % u zraku, 15 % u vodi)
- Vrijeme trajanja za skupljanje vode; $t_{water\ scooping} = 0.50$ [mins]
- Nakon skupljanja vode, kopilot uvlači vodene crpke i zapovjednik aviona vrši polijetanje sa vodene površine i penje do 1500 [ft]
- Zrakoplov dalje leti pri visini od 1500 [ft] i brzini od 150 [kts] do požarišta
- Vrijeme trajanja leta od jezera do požarišta; $t_{cruise\ to\ fire} = 4.00$ [mins]
- Približavajući se požarištu, izviđa i procjenjuje situaciju te se postavlja u prikladan položaj za manevar bacanja vodene bombe
- Zrakoplov se spušta na visinu od 20 do 300 [ft] AGL, ovisno o mogućnosti i potrebi, baca vodenu bombu i penje nazad na visinu 1500 [ft], ubrzava na 150 [kts] i leti prema jezeru da ponovno skupi vode
- Vrijeme trajanja za bacanje vodene bombe; $t_{water\ drop} = 1.50$ [mins]
- Vrijeme trajanja leta od požarišta do jezera; $t_{return\ to\ lake} = 4.00$ [mins]

- Pri povratku na vodenu površinu, vrši se ponovno uzimanje vode
 - Vrijeme trajanja jednog tipičnog kruga skupljanja i bacanja vode u ovome primjeru iznosi $t_{total\ circuit} = 10.00 [mins]$
 - Gorivo potrošeno u jednom tipičnom krugu
 $m_{f\ total\ circuit} = 244.4 [lbs]$
 - Prosječni protok goriva tijekom jednog tipičnog kruga
 $FF_{total\ circuit} = 733.0 \left[\frac{lbs}{hr} \right]$
- 4) Podaci leta nakon gašenja požara:
- Vrijeme gašenja požara; $t_{fire\ extinguishing} = 180 [mins]$
 - Količina potrošenog goriva za gašenje požara; $m_{f\ used} = 4400 [lbs]$
 - Količina preostalog goriva u spremnicima nakon gašenja požara;
 $m_{f\ total} = 1382 [lbs]$
 - Masa zrakoplova nakon gašenja požara; $m_{a/c} = 30\ 382 [lbs]$
 - Sva pjena je iskorištena tijekom gašenja požara
 - Nakon gašenja požara, zrakoplov prelazi u režim penjanja do visine krstarenja od 10 000 [ft], pri postavci snage za maksimalnu kontinuiranu snagu
 - Pri postizanju visine krstarenja, pilot prevodi zrakoplov u režim horizontalnog leta za krstarenje brzinom za veliki dolet (LRC) pri postavci snage od 54 [%] TORQUE do trenutka spuštanja za priključenje u školski krug za slijetanje natrag u bazu
- 5) Podaci o količini rezervnog goriva nakon slijetanja:
- Slijetanje u bazu sa količinom rezervnog goriva dovoljnom za 45 [mins] krstarenja brzinom za veliki dolet (LRC) na visini od 1500 [ft] iznad aerodroma polijetanja
 - Masa zrakoplova u trenutku slijetanja (*Landing Mass* – LM); $LM = 29\ 723 [lbs]$
 - Količina rezervnog goriva u trenutku slijetanja (*Final Reserve Fuel* – FRF);
 $m_{FRF} = LM - OEM = 723 [lbs]$
 - Na temelju količine goriva i režima horizontalnog leta za krstarenje brzinom za veliki dolet (LRC) na visini od 1500 [ft] iznad aerodroma polijetanja, prema primjeru iz priručnika, dobivena brzina leta iznosi 144.5 [kts]
- 6) Opći podaci protupožarne akcije:
- Udaljenost od baze do područja uzimanja vode; $d_{base\ to\ lake} = 85 [NM]$
 - Udaljenost požarišta do područja uzimanja vode; $d_{lake\ to\ fire} = 10 [NM]$
 - Maksimalna masa zrakoplova neposredno prije skupljanja vode;
 $(m_{a/c\ prescooping})_{maks} = 36\ 200 [lbs]$
 - Količina vode u vodenim spremnicima nakon skupljanja vode;
 $m_{water} = 10\ 467.5 [lbs] = 1256.6 [US\ gal]$
 - Maksimalna masa zrakoplova; $(m_{a/c})_{maks} = 46\ 000 [lbs]$
 - Vrijeme proteklo od trenutka pokretanja motora do trenutka prvog skupljanja vode,
 $t_{to\ first\ scoop} = 37.1 [mins]$
 - Vrijeme proteklo od trenutka pokretanja motora do trenutka bacanja prve vodene bombe; $t_{to\ first\ drop} = 41.6 [mins]$
 - Vrijeme gašenja požara; $t_{fire\ extinguishing} = 180 [mins] = 3 [hr]$

- 7) Podaci o količini iskorištene vode i pjene, mjereno od trenutka pokretanja motora do završetka gašenja požara:
- Iz podataka na slici 17 vidljivo je da je prva vodena bomba s pjenom bačena u drugoj polovici prvog sata
 - Količina iskorištene vode i pjene; $m_{water + foam total} = 22\ 702.8 [US\ gal]$
- 8) Podaci o krugu skupljanja i bacanja vode:
- Vrijeme trajanja kruga; $t_{circuit} = 10 [mins]$
 - Prosječan broj bačenih vodenih bombi po satu; $n_{drops} = 6 [drops/hr]$
 - Ukupan broj bačenih vodenih bombi; $n_{total\ drops} = 18 [/]$
 - Ukupan broj bačenih vodenih bombi s pjenom; $n_{total\ drops\ with\ foam} = 10 [/]$
 - Ukupan broj bačenih vodenih bombi bez pjene; $n_{total\ drops\ without\ foam} = 8 [/]$
 - Količina iskorištene vode i pjene; $m_{water + foam total} = 22\ 702.8 [US\ gal]$
 - Ukupno vrijeme trajanja cijelokupne protupožarne akcije; $t_{mission} = 4.24 [hr]$
 - Količina pjene pri prvih 10 bacanja vodenih bombi; $m_{foam\ per\ drop} = 10.2 [US\ gal]$
 - Pjena iskorštena u 10. bacanju vodene bombe, svako bacanje vodene bombe nakon 10. bacanja je isključivo samo s vodom

8. Zaključak

Kako je zrakoplov Canadair CL-415 projektiran primarno za svrhu gašenja požara, tako su i njegova dva motora P&W123AF napravljeni da budu na svaki mogući način kompatibilni s tim zrakoplovom. Radi toga, u bilo kojem trenutku ili režimu rada, motor P&W123AF pruža i osigurava letačkoj posadi toga zrakoplova adekvatnu snagu, robusnost i pouzdanost te dobre performanse tijekom leta, kako bi se zadaća protupožarne akcije mogla obavljati na siguran i efikasan način.

Opis rada, konstrukcija i opće tehničko-eksploatacijske karakteristike turbo-elisnog motora P&W123AF prikazuju koncept izrade toga motora. Modularna konstrukcija osigurava lakše održavanje tehničkom osoblju, a samim time veću pouzdanost u radu. Dizajn turbo-elisnog motora sa slobodnom turbinom pruža veću efikasnost za proizvodnju potisne sile, zbog nezavisnog rada vratila turbina kompresora i vratila pogonske turbine, što omogućava da se kompresori i elisa okreću različitim brzinama vrtnje, koje su optimalne za njihov rad.

U radu su definirane tipične vrste operacija zrakoplova Canadair CL-415 u protupožarnim akcijama, u kojem je vidljivo da se svaka protupožarna akcija provodi definiranim redoslijedom, što je prikazano u obliku profila leta. Tijekom tih akcija, svaki član letačke posade je zadužen za specifičnu radnju, bilo upravljanje komanadama leta, manevriranjem, obavještavanjem, komunikacijom i slično te da svaka letačka posada mora biti znatno koordinirana kako bi čitav let i zadaća mogli proći sigurno i zadovoljavajuće.

Rad prikazuje primjere korištenja motora P&W123AF na zrakoplovu Canadair CL-415 u tipičnim režimima rada tijekom leta, uz pomoć tabličnih podataka prikupljenih tijekom izrade priručnika za letačku posadu. Prikazani podaci omogućavaju članovima letačke posade da dobe u grubo vrijednosti letačkih i motornih parametara tijekom cjelokupnog leta na zadaći. Također, primjer protupožarne akcije u ovome radu predstavlja čisto teorijski koncept profila leta u protupožarnoj akciji, kojim se može u grubo zaključiti postupak planiranja kako pripremiti zrakoplov i letačku posadu za rad na požarištima.

Literatura

- [1] Bazijanac, E. *Zrakoplovni mlazni motori I. dio*. Autorizirana predavanja, Fakultet prometnih znanosti Sveučilišta u Zagrebu; 2016.
- [2] ACADEMIA. *Klaus Hünecke Jet Engines Fundamentals of Theory*. Preuzeto s: https://www.academia.edu/6889926/Klaus_Hunecke_Jet_Engines_Fundamentals_of_Theory [Pristupljeno: 1. kolovoza 2023.]
- [3] Boeing. *Propulsion (1): Jet Engine Basics*. Preuzeto s: https://www.smartcockpit.com/docs/Jet_Engines_Basics.pdf [Pristupljeno: 1. kolovoza 2023.]
- [4] NASA. *Turboprop Thrust*. Preuzeto s: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbprp.html> [Pristupljeno: 2. kolovoza 2023.]
- [5] Pratt & Whitney Canada. *Large PW100 Series Training Manual*. Priručnik. Longueuil, Kanada: Pratt & Whitney Canada Customer Support Training Centre; 1996.
- [6] Eleršek, L. *Priručnik za obuku letača za amfibijski zrakoplov CL-415*. Priručnik. Nepoznat izdavač; 2012.
- [7] Bombardier Inc. *Bombardier 415 - Flight Crew Operating Manual*. Priručnik. Montreal, Kanada: Bombardier Amphibious Aircraft (BAA) Technical Publications Department; 2015.
- [8] Bombardier Inc. *CL-415 Maintenance Manual PSP 492*. Montreal, Kanada: Bombardier Amphibious Aircraft (BAA) Technical Publications Department; 2016.
- [9] Ministarstvo obrane Republike Hrvatske – HRZ i PZO. *Uputa za provedbu namjenskih zadaća avionom CL-415*. Priručnik. Zadar: Izdano od strane Ministarstva obrane Republike Hrvatske; 2015.
- [10] Ministarstvo obrane Republike Hrvatske – HRZ i PZO. *Priručnik za uporabu zrakoplova CL-415*. Priručnik. Zadar: Izdano od strane Ministarstva obrane Republike Hrvatske; 2015.

Popis kratica

| | |
|-----------|--|
| P&W | <i>Pratt and Whitney</i> |
| ISA | <i>(International Standard Atmosphere)</i> Međunarodna standardna atmosfera |
| ECS | <i>(Environmental Control System)</i> Sustav za upravljanje okolnim zrakom |
| PCU | <i>(Propeller Control Unit)</i> Upravljačka jedinica elise |
| N_H | Brzina vrtnje visokotlačnog kompresora |
| N_L | Brzina vrtnje niskotlačnog kompresora |
| N_P | Brzina vrtnje elise |
| ITT | <i>(Intermediate Turbine Temperature)</i> Međustupanjska temperatura turbine |
| t_{oil} | Temperatura ulja za podmazivanje |
| p_{oil} | Tlak ulja za podmazivanje |
| FF | <i>(Fuel Flow)</i> Protok goriva |
| TQ | <i>(Torque)</i> Okretni moment |
| ESHP | <i>(Equivalent Shaft Horse Power)</i> Ekvivalentna konjska snaga vratila |
| Ma | Machov broj |
| V | Brzina leta zrakoplova |
| V_1 | <i>(Decision Speed)</i> Brzina odluke |
| V_2 | <i>(Safety Take-off Speed)</i> Sigurnosna brzina pri polijetanju |
| V_R | <i>(Rotate Speed)</i> Brzina rotacije |
| H | Visina |
| ROC | <i>(Rate-of-Climb)</i> Brzina penjanja |
| ROD | <i>(Rate-of-Descent)</i> Brzina snižavanja |
| SR | <i>(Specific Range)</i> Specifični dolet |
| OEM | <i>(Operating Empty Mass)</i> Operativna prazna masa zrakoplova |
| RM | <i>(Ramp Mass)</i> Masa zrakoplova na stajanci |
| TOM | <i>(Take-off Mass)</i> Masa zrakoplova pri polijetanju |
| LM | <i>(Landing Mass)</i> Masa zrakoplova pri slijetanju |
| TOFA | <i>(Take-off Fuel Allowance)</i> Količina goriva za taksiranje |

| | |
|-------|--|
| FRF | <i>(Final Reserve Fuel)</i> Količina rezervnog goriva |
| AGL | <i>(Above Ground Level)</i> Iznad tla |
| T.O. | <i>(Take-off)</i> Polijetanje |
| FCOM | <i>(Flight Crew Operating Manual)</i> Operativni priručnik za letačku posadu |
| MCP | <i>(Maximum Continuous Power)</i> Maksimalna kontinuirana snaga |
| GI | <i>(Ground Idle)</i> Snaga praznog hoda na zemlji |
| VFR | <i>(Visual Flight Rules)</i> Vizualno letenje |
| VMC | <i>(Visual Meteorological Conditions)</i> Vizualni meteorološki uvjeti |
| IFR | <i>(Instrument Flight Rules)</i> Instrumentalno letenje |
| OSRH | Oružane snage Republike Hrvatske |
| PiC | <i>(Pilot-in-Command)</i> Zapovjednik zrakoplova |
| PCL | <i>(Pilot-Chechlist)</i> Pilotski kontrolni popis |
| NWS | <i>(Nose-Wheel Steering)</i> Sustav za upravljanjem nosnom nogom |
| A/FTR | <i>(Autofeathering System)</i> Sustav za automatsko postavljanje elise u položaj „pod nož“ |
| USS | Uzletno-sletna staza |
| HSC | <i>(High Speed Cruise)</i> Krstarenje velikom brzinom |
| LRC | <i>(Long Range Cruise)</i> Krstarenje brzinom za veliki dolet |

Popis slika

| | |
|--|----|
| Slika 1: Idealni Brytonov ciklus mlaznih motora u p-V i T, i-s dijagramu [1] | 4 |
| Slika 2: Turbo-elisni motor s direktnim pogonom elise [1] | 6 |
| Slika 3: Turbo-elisni motor sa slobodnom turbinom 1] | 6 |
| Slika 4: Podjela motora P&W123AF na dijelove [5]..... | 7 |
| Slika 5: Dijagram promjene tlaka i temperature radne tvari tijekom rada motora [5] | 7 |
| Slika 6: Prikaz uvodnika zraka i kompresora motora P&W123AF [5]..... | 11 |
| Slika 7: Dovod komprimiranog zraka u sustav za upravljanje okolnim zrakom [5]..... | 13 |
| Slika 8: Komora izgaranja motora P&W123AF [5]..... | 15 |
| Slika 9: Prikaz visokotlačne turbine [5] | 16 |
| Slika 10: Prikaz niskotlačne turbine [5] | 17 |
| Slika 11: Prikaz pogonske turbine [5] | 18 |
| Slika 12: Reduktor motora P&W123AF [5] | 19 |
| Slika 13: Smještaj motora P&W123AF na zrakoplov Canadair CL-415 [7] | 20 |
| Slika 14: Shema polijetanja zrakoplova Canadair CL-415 [10] | 26 |
| Slika 15: Manevar za odbacivanje vodene bombe iz horizontalnog leta [10] | 30 |
| Slika 16: Manevar za odbacivanje vodene bombe iz kuta spuštanja [10]..... | 30 |
| Slika 17: Primjer protupožarne akcije [7] | 35 |

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/diplomskog rada pod naslovom **SPECIFIČNI REŽIMI RADA MOTORA P&W123AF NA ZRAKOPLOVU CANADAIR CL-415**, u Nacionalni repozitorij završnih i diplomskih radova ZIR.

Student/ica:

U Zagrebu, 05.09.2023.

Carlo Amić
(ime i prezime, potpis)