

**МИНИСТАРСТВО ОДБРАНЕ
УНИВЕРЗИТЕТ ОДБРАНЕ
ВОЈНА АКАДЕМИЈА**



МАСТЕР РАД

**ТЕМА: КОНЦЕПТУАЛНА АНАЛИЗА ХИБРИДНОГ
ЕЛЕКТРОФЕНСКОГ ПОГОНА БЕСПИЛОТНИХ
ЛЕТЕЛИЦА**

Студент

Вукан Стевановић

Ментор

потпуковник, доцент

др Марјан Додић, дипл. инж.

Београд, 2026. године

САДРЖАЈ

1. УВОД.....	1
2. ДЕФИНИСАЊЕ АРХИТЕКТУРЕ ХИБРИДНЕ ЕЛЕКТРОФЕНСКЕ ПОГОНСКЕ ГРУПЕ	10
2.1 Тактичко-технички захтеви погонских група савремених борбених беспилотних летелица	10
2.2 Архитектура хибридног ваздухопловног пропулзора.....	13
2.2.1 Усвајање архитектуре концепта погонске групе	15
2.2.2 Хибридни систем као могуће решење пропулзора променљивог радног циклуса.....	19
3. ТЕРМОДИНАМИЧКО МОДЕЛОВАЊЕ ПРОПУЛЗИВНОГ ЦИКЛУСА	23
3.1 Енергетски елементи хибридног пропулзивног кола.....	24
3.1.1 Уводник.....	24
3.1.2 Вентилатор/компресор/електрофен	25
3.1.3 Комора сагоревања	26
3.1.4 Турбина гасогенератора	28
3.1.5 Турбина електричног генератора	29
3.1.6. Мешач	30
3.1.7 Млазник	31
3.2 Електрофенски подсклоп	33
3.3 Једначине перформанси	35
4. ПРЕЛИМИНАРНИ ПРОРАЧУН ПЕРФОРМАНСИ У РАДНОЈ ТАЧКИ.....	36
4.1 Хибридни електрофенски пропулзор.....	36
4.2 Референтни конвенционални пропулзор	42
5. АНАЛИЗА УТИЦАЈА НА ПЕРФОРМАНСЕ ЛЕТЕЛИЦЕ.....	45
5.1 Концептуална борбена БПЛ.....	46
5.1.1. Процена и евалуација аеродинамичких карактеристика	46

5.1.2	Процена и евалуација резултујуће масе пропулзивног система	49
5.2	Оствариве промене перформанси борбене БПЛ.....	51
5.2.1	Потребан и расположив потисак	51
5.2.2	Долет и трајање лета.....	54
5.2.3	Дискусија	61
6.	ЗАКЉУЧАК	62
	Литература	64

Списак слика

Слика 1.1	Поједини типови савремених борбених БПЛ	4
Слика 1.2	Илустрација величине различитих енергетских акумулатора	5
Слика 1.3	Савремени концепт хибридног ваздухоплова – NASA N3-X	7
Слика 2.1	XQ-58, MQ-28, Kizilelma, ANKA-III	11
Слика 2.2	Приказ могућих хибридних архитектура	14
Слика 2.3	Специфичне енергије различитих типова батерија	15
Слика 2.4	Схема пропулзивног кола хибридног електрофенског пропулзора	18
Слика 2.5	Прототип YF-23, мотор GE YF-120	20
Слика 3.1	Блок уводника	24
Слика 3.2	Блок компресора	25
Слика 3.3	Блок коморе сагоревања	27
Слика 3.4	Блок турбине гасогенератора	28
Слика 3.5	Блок турбине електричног генератора	29
Слика 3.6	Блок мешача	30
Слика 3.7	Блок млазника	31
Слика 3.8	Дијаграм електрофенског подсклопа	33
Слика 3.9	Део дијаграма електрофенског подсклопа за променљиви радни режим ..	34
Слика 4.1	Оптимизација по масеном протоку електрофенске контуре	39
Слика 5.1	Испитивана конфигурација беспилотне летелице са електрофеном	46
Слика 5.2	Поларе концептуалног модела летелице	47
Слика 5.3	Електромотор HPDM-180	50
Слика 5.4	Потребан и расположив потисак у функцији Маховог броја	52
Слика 5.5	Потребан потисак са расположивим хибридне погонске групе над делом радне области	53
Слика 5.6	Долет и трајање лета (а-г)	57-60

Списак табела

Табела 2.1 Преглед карактеристика актуелних пројеката у развоју	12
Табела 4.1 Параметри рада у претпостављеној радној тачки	36
Табела 4.2 Вредности величина ТДЦ у задатој радној тачки	38
Табела 4.3 Карактеристике и перформансе хибридног пропулзора у радној тачки	41
Табела 4.4 Оквирне карактеристике конвенционалних алтернатива	42
Табела 5.1 Коефицијенти једначина полара	48
Табела 5.2 Карактеристике електромотора	50

НОМЕНКЛАТУРА

Скраћенице

БПЛ	- Беспилотна летелица
ТДЦ	- Термодинамички циклус
ХЕП	- Хибридни електрофенски пропулзор
ДТММ-(ЗС)	- Двострујни турбомлазни мотор (са заједничком излазном струјом)

Индекси

0	- Величине радне околине пропулзора
∞	- Величине непоремећене ваздушне струје
v	- Ваздух
g	- Гориво
ps	- Продукти сагоревања
I, II	- Примарна, секундарна контура двострујног пропулзора
n	- n-ти пресек пропулзора
U	- Уводник
V	- Вентилатор
K	- Компресор
ef	- Електрофен
KS	- Комора сагоревања
T	- Турбина
ME	- Мешач
m	- Млазник
kr	- Вредност у критичном пресеку
r	- Расположива вредност
red	- Редукована вредност
rad, ref	- Радна/референтна вредност
is	- Изентропски процес
i	- Излазни пресек пропулзора
H	- Хибридни пропулзор
e, E	- Електрични елементи хибридног система
sp	- Специфичне величине

Ознаке

H	$[m]$	- Висина
M		- Махов број
v	$[m/s]$	- Брзина
a	$[m/s]$	- Брзина звука
R	$[J/kg \cdot K]$	- Специфична гасна константа
c_p	$[J/kg \cdot K]$	- Специфични топлотни капацитет при константном притиску
κ		- Експонент изентропе
T, T^*	$[K]$	- Температура, тотална (стагнациона) температура
p, p^*	$[Pa]$	- Притисак, тотални (стагнациони) притисак
h^*	$[J/kg]$	- Специфична тотална енталпија
π		- Степен сабијања/ширења
τ		- Степен загревања
θ		- Максимални степен загревања у циклусу
q		- Однос мешања ваздух/гориво
$\eta, \sigma, \varphi, \mu$		- Параметри ефикасности елемената пропелзивног кола
w	$[J/kg]$	- Специфични рад струјно-механичких елемената
N	$[W]$	- Снага
$\dot{m}$	$[kg/s]$	- Масени проток радне материје
m		- Степен двострујности
A	$[m^2]$	- Површина попречног пресека
F	$[N]$	- Потисак
F_{sp}	$[N \cdot s/kg]$	- Специфични потисак
F_A	$[N/m^2]$	- Потисак сведен на површину попречног пресека
c_{sp}	$[kg/kN \cdot h]$	- Специфична потрошња горива
T_P	$[N]$	- Потребан потисак за стационарни лет
C_Z		- Коефицијент узгона
C_X		- Коефицијент отпора
m_{BPL}	$[kg]$	- Маса концептуалне беспилотне летелице
S_{BPL}	$[m^2]$	- Површина крила концептуалне БПЛ
L	$[km]$	- Долет
t	$[h]$	- Трајање лета

Константе физичких величина

- Рад пропулзора одвија се у околини чије је стање у радној тачки дефинисано по моделу Међународне стандардне атмосфере (ISA) и задато преко висине и брзине лета.

- Карактеристике радне материје константне су кроз пропулзивно коло.

$$R_v = 287 \frac{J}{kgK}$$

$$c_{pv} = 1005 \frac{J}{kgK} \quad - \text{Карактеристике ваздуха}$$

$$\kappa_v = 1.4$$

$$R_{ps} = 285 \frac{J}{kgK}$$

$$c_{pps} = 1150 \frac{J}{kgK} \quad - \text{Карактеристике продуката сагоревања}$$

$$\kappa_{ps} = 1.33$$

$$H_d = 4.3 \cdot 10^7 \frac{J}{kg} \quad - \text{Доња топлотна моћ горива}$$

1. УВОД

Посматрајући развој ваздухопловства, нарочито у погледу утицаја оствареног напретка и достигнућа у пољу техничко-технолошких наука, а у његовој целости, од првих успешних конструктивних решења до летелица чије се трајање непрекидне експлоатације мери деценијама, није могући заобићи чињеницу да су карактеристике, односно перформансе ваздухопловних погонских група и њихово непрестано унапређивање често представљале одлучујућу покретачку силу у непрестаном проширивању могућности ваздухопловних апарата и уопштено, ваздушне пловидбе.

Од првих мотора са унутрашњим сагоревањем чија је маса једва дозвољавала њихову примену на ваздухопловима, преко, за то време веома софистицираних супер- и турбопуњених агрегата са двоцифреним бројем цилиндара, првих турбомлазних мотора који су са једне стране унели пометњу на сцену ваздушног театра Другог светског рата, а са друге своју употребу стављали под знак питања неизвесном поузданошћу, кратким животним веком и лаким ненамерним увођењем у критичне режиме рада у лету, па све до модерних високодвострујних турбомлазних пропулзора примењених у области ваздушног транспорта и пројектованих по економско-еколошком императиву, свака наредна етапа развоја погонских група била је условљена различитим мотивима. Ипак, са сигурношћу се може рећи да је ретко која концепција термодинамичке машине изостављена из покушаја да се постигне еволуција постојећег или дође до револуционарног одговора на увек присутне изазове у конструкцији погона ваздухоплова. Ултимативни доказ овог феномена може се увидети, на пример, у релативно скорашњим (последње деценије 20. века до данас) и веома озбиљним покушајима да се у један пропулзор сједине различити принципи рада: турбомлазног и набојномлазног, претходна два и хиперсоничног или чак ракетног мотора.

Посматрајући тренутну ситуацију, а уз опсервирану дивергенцију у истраживачком и експерименталном раду у предметној области, примећује се да се развој ваздухопловних пропулзора, уз масовност експлоатације узету као кључни параметар, налази на својеврсном „платоу“. Савремена масовно произвођена решења јесу по перформансама знатно различита од оних која су постојала и пре половине века, али суштински и концептуално представљају само производ њиховог непрекидног

усавршавања и непрестане оптимизације уз имплементацију достигнућа из других области (технологије материјала, хемијског инжењерства погонских средстава...). Разлог томе лежи пре свега у ризику који са собом носи увођење нових технологија у веома добро разрађене системе високог волумена као што је ваздухопловство. Можда је још прецизније рећи да разлог није у самом ризику, већ у диспропорцији између ризика и очекиваних потенцијално остваривих предности, што у складу са познатим изазовима диктира пут којим се креће технолошки развој.

Уколико се за почетак размотри случај цивилног ваздухопловства, релативно брзо се стиже до закључка да је у савременим околностима примарно изабран пут одговора на изазов потрошње горива, што због профитабилности пословања, што због еколошких разлога, па је корист двојака: цена путовања ваздухопловом се смањује, оно постаје доступно великом броју људи и ваздухопловство расте као грана привреде, а истовремено се задовољавају и све оштрији услови које прописују регулаторна тела у погледу загађења животне средине. Други изазов на који се тежишно, и не мање од првог одговара у развоју погонских група већински примењених у комерцијалном ваздухопловству јесте поузданост, а самим тим и безбедност, а обе се постижу већ дугим периодом употребе истих или сличних пропулзора, што омогућава високу компетентност земаљског особља и релативно веома мало време отклањања отказа, који у највећем броју случајева нису критичног типа. Први путнички авион са турбомлазном погонском групом, легендарни de Havilland Comet, јесте користивши „нов“ коцепт погона проширио оперативни домен у погледу долета и веће брзине крстарења, али је самим тим уз неопходно крстарење на великој висини, онда када није био довољно добро схваћен утицај замора конструкције услед циклуса пресуризације кабинског простора, у преко 10 фаталних удеса овог авиона повређено или свој живот изгубило неколико стотина људи.

Скорија дешавања доносе пример у коме је интеграција знатно мање драстичне технолошке иновације изазвала једнако трагичне последице. Почетак експлоатације авиона Boeing 737 из серије „MAX“ као даљег развоја једног од најпоузданијег и најмасовније коришћеног модела путничког авиона обележила су 2 удеса са 346 фаталних исхода. У циљу повећања ефикасности, на летелице из ове серије су уз релативно непромењен змај авиона уграђени мотори са већим степеном двострујности од мотора из пређашњих серија, па је промена аеродинамичких и равнотежних

карактеристика услед већих моторских габарита и другачијег положаја уградње захтевала постојање система аутоматске, софтверске регулације пропињања, који је у оба случаја ушао у фаталан сукоб са командовањем од стране посаде услед неправилног рада давача нападног угла. Дакле, иако је мотивација за уградњом нових мотора била у складу са основним приказаним тежњама у технолошком развоју, дошло је до манифестације великог ризика. Иако данас постоје активни пројекти који развој усмеравају ка одговору на друге, изазове проширења оперативних могућности комерцијалних летелица, до сада напрезања у том смеру нису дала дугорочне и стабилне резултате, али не треба стећи погрешну слику да су једни и други представљени изазови у антитези.

Са друге стране, сфера војног ваздухопловства, са широким спектром летелица различитих врсти и намена које се у њој користе, пружа нешто другачије окружење за реализацију развоја, односно омогућава његово неограничено гранање. Примарни циљ јесте ефективно и ефикасно извршење дефинисаног задатка. Стога је у зависности од његове природе одређен и скуп карактеристика и перформанси војних ваздухоплова чијем се унапређивању тежи у процесу истраживања и развоја. Ако се ради о транспортном војном ваздухоплову или ваздухоплову посебне намене такве да је за њу неопходан велики долет или трајање лета, тражена унапређења биће донекле слична као код ваздухоплова који изворно нису војне намене, па цивилни и војни сектор овде често размењују техничка решења (на пример, поједини типови путничких авиона су успешно и доказано модификовани у авионе за допуну горивом у ваздуху, летеће радарске станице, осматрачке авионе и авионе за електронска и противелектронска дејства из ваздуха). Ако се пак ради о вишенаменом борбеном авиону, јасно је да се унапређења усмеравају ка високој оперативној агилности и флексибилности, али опет са пажњом на долет који се у случају борбеног авиона изражава кроз борбени радијус. Дакле, потребно је, са аспекта погонске групе, авион опремити пропулзором који у већинском броју случајева има значајно велику маргину расположивог у односу на потребан потисак за дате услове лета. Тиме се постиже висока маневрабилност, у погледу што бржег доласка у зону борбеног дејства, вероватнијег опстанка у њој и њеног брзог напуштања, као и велика резерва полетне масе у односу на масу празног ваздухоплова, што води у све разноврсније и обимније конфигурације подвешеног, или у унутрашњим spremницима складиштеног убојног терета. До тражених одлика се

једноставно долази и са прилично старијим техничким решењима, али повећање акционог радијуса које проширује палету могућих задатака није могуће без оптимизације специфичне потрошње горива, која овде има мање економски, а више оперативно-ресурсни карактер.

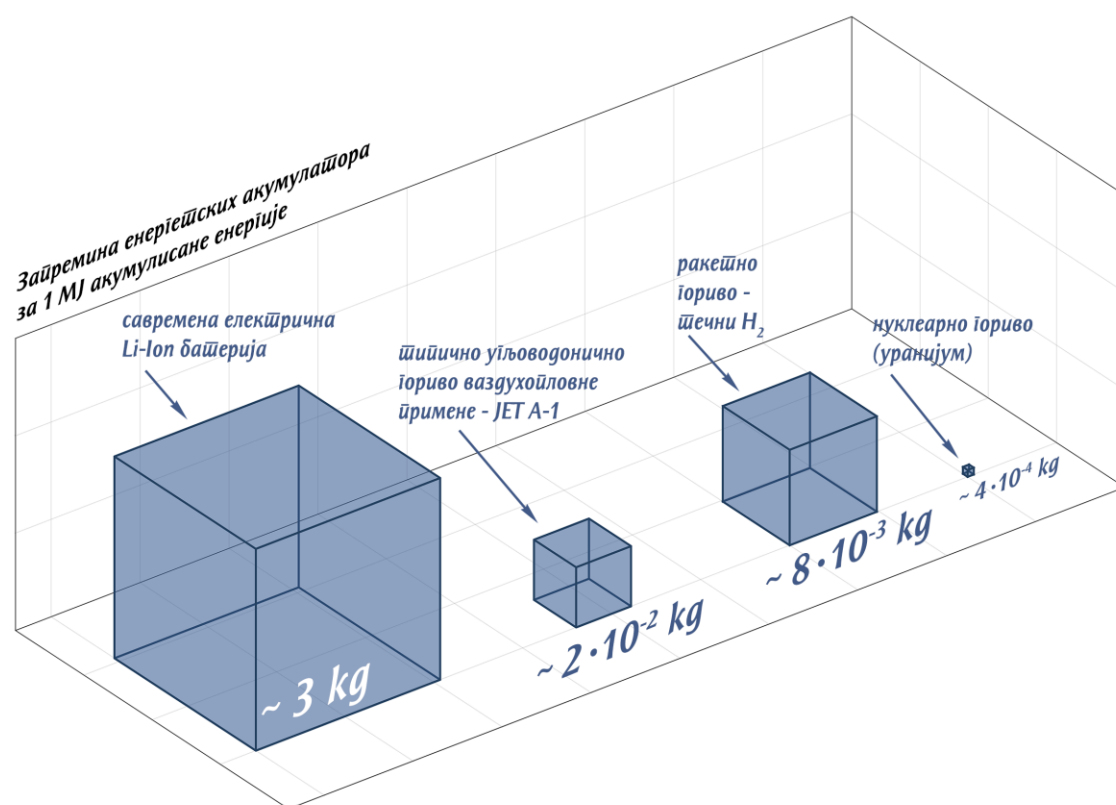
Ради приближавања суштини даљег разматрања, потребно је дефинисати две кључне појаве из којих исходи тема овог рада. Прву појаву представља незаустављива експанзија употребе беспилотних ваздухоплова (Слика 1.1) у војном ваздухопловству, било да су у питању аутономни апарати или даљински пилотиране летелице.



Слика 1.1 Поједини типови савремених борбених БПЛ, горе-лево: извиђачки RQ-4 Global Hawk, доле лево: „loyal-wingman“ XQ-58 Valkyrie, десно: лутајућа муниција ZALA Lancet

Овакви типови ваздухоплова су раније већ имали утврђено место у борбеним операцијама, али код лимитираног броја технолошки напредних корисника који су били у могућности да их развијају и производе, док трећа деценија двадесетог века дефинитивно означава време најбржег и најобимнијег развоја и масовне употребе беспилотних ваздухоплова. Последњи оружани сукоби, где се њихова ефикасност доказала и преко очекиване мере, значајно су допринели датој појави, па се са правом може говорити о револуцији коју беспилотне летелице доносе на бојно поље, то јест у његову ваздушну просторију. Било да се ради о веома софистицираним извиђачким

дроновима опремљеним камерама високе резолуције и различитим сензорима који остају у ваздуху десетинама сати омогућавајући тако извиђање простора који је повремено или у неповољном тренутку у захвату осматрачких сателита, или о једнократним, „лутајућим“, који за мању јединичну цену од крстарећих ракета на циљ испоручују озбиљну количину убојног средства, па све до беспилотних ваздухоплова чији развој тежи постизању перформанси које су у равни са вишенаменим борбеним авионима, чини се да су могућности далеко од коначних. Иако још увек није дошло до потпуне елиминације пилота-оператора из кабине борбеног ваздухоплова, није питање да ли ће, већ када ће се то десити. Уз осврт на технолошки развој, и чињеницу да су постигнут ефекат у вршењу дејства и изненађење које доносе нова решења нешто битнији од што ранијег тренутка увођења, изводи се закључак да област беспилотних летелица пружа практично тло за тестирање новитета, без ризика по безбедност посаде, или по безбедност корисника, као што је раније описано пригодним примерима из путничког транспорта.



Слика 1.2 Илустрација величине различитих енергетских акумулатора

Друга појава, чија се повезаност са првом полако открива и истражује, јесте још једна револуција савременог доба, која у ваздухопловству још увек има лимитирано присуство и утицај на развој. У тражењу алтернативе фосилним горивима као извору енергије, односно смањењу зависности од истих, нарочито у нестабилном окружењу на светској сцени, скоро целокупна људска делатност добар део својих напора усмерава тражењу најадекватнијих начина производње, транспорта, складиштења и у крајњој инстанци, експлоатације електричне енергије. Оно што највише отежава било какво разматрање употребе електричног погона на ваздухопловима је заправо сасвим једноставан математички параметар, а у питању је *енергетска густина* (Слика 1.2).

Уколико се она изрази као количина енергије коју акумулише један килограм погонске материје, односно расположива енергија по јединици масе *енергетског акумулатора*, по правилу је барем за један ред величине већа у случају већ широко коришћених угљоводоничних горива него код енергетски најгушћих доступних електричних батерија. Такође, након испоручивања енергије које акумулишу, електричне батерије практично не мењају своју масу, а смањење масе летелице на рачун потрошње горива представља битан параметар у одређивању долета и трајања лета. Највећи напредак је електрични погон до тренутка писања овог рада остварио код копнених моторних возила, где маса није неважан, али није ни пресудан фактор перформанси, и где не постоји континуална потреба за испоручивањем снаге, односно у појединим фазама кретања се стечена кинетичка или потенцијална енергија возила може кроз исти погонски елемент, електромотор, који у том случају функционише као генератор, делимично претворити у електричну и вратити систему. Ни једно ни друго нажалост не важи ако се говори о лету ваздухоплова. Тривијално је говорити о тежњи за смањењем масе која је императив код ваздухопловних конструкција, а испитивати намерни прелазак на изворе мање *енергетске густине*, *дакле мале специфичне енергије* или о изналажењу методе за „допуном“ енергетског извора у лету, која би се могла вршити једино на рачун смањења висине и брзине лета.

Уз уведена ограничења и услове, остаје велико питање како ће се промене у области коришћења електричне енергије одразити на ваздухопловство, односно да ли је баш она импулс који развој ваздухопловне пропульзије помера са претходно описаног „платоа“, па је ово прилично „жива“ тема у истраживању. Јасно је да до потпуног преласка на електрични погон неће доћи све до појаве открића епохалног карактера, а до тада,

корисно је размишљати о тражењу техничког решења које обједињава погодне карактеристике класичних погонских група и електричних енергетских компоненти, односно о истраживању *хибридних* погонских агрегата, уз рационално прихватање неизбежних мана које *хибридизација ваздухопловних пропулзора* са собом носи, а које се односе пре свега на очекивано нежељено увећање масе, габарита и сложености система. Од актуелних пројеката (Слика 1.3) који су представљали почетну инспирацију за израду овог рада издвајају се пројекти под кровним термином „ЕАР“ (Electrified Aircraft Propulsion) Националне ваздухопловне и свемирске администрације, NASA: SUSAN Electrofan, N3-X и други.



Слика 1.3 Савремени концепт хибридног ваздухоплова – NASA N3-X

Иако су међусобно различити у погледу енергетског биланса, основни принцип хибридизације је турбоелектричног типа и исти за сва три концепта, а састоји се у класичном турбомлазном или двострујном турбомлазном мотору који обезбеђује део потиска и функционише као турбогенератор, стварајући електричну енергију за електрофенски пропулзор или више њих који остварују остатак пропулзивне силе. Мада су наведени развојни пројекти усмерени на комерцијалну употребу, представљене предности – смањење буке, оптимизација специфичне потрошње горива за различите летне режиме, односно повећање долета, лако се преносе у војну сферу, па је корисно разматрање употребе оваквих концепата у војном смислу. Такође, остваривање потиска „хладном“ струјом ваздуха, смањењем топлотног одраза заједно са смањењем буке потенцијално умањује вероватноћу откривања и уништења борбене летелице.

Уколико се област истраживања ограничи на борбене ваздухоплове, довољно упућеном посматрачу је јако тешко да замисли потпуно електрични пропулзор који би на пример, омогућавао надзвучни лет, или за тражену маневрабилност имао потребну резерву расположивог потиска, што и јесте дистинктивна карактеристика савремених борбених авиона. Како није изванредан ни тренутак коначне доминације беспилотних летелица (БПЛ) у војном ваздухопловству, односно елиминације пилота из борбених ваздухоплова, потребно је обратити пажњу на развој БПЛ са „loyal wingman“ улогом, или у дефиницији Америчког ратног ваздухопловства, „ССА“ (collaborative combat aircraft). Овакви уређаји, у дејствима коришћени паралелно са борбеним ваздухопловима са људском посадом, такође представљају *хибридни* пилотно-беспилотни систем, односно БПЛ делимично са класичног борбеног авиона на себе преузима одређене елементе борбеног задатка. За пилота, то је „продужена рука“, дакле летећа платформа која без ограничења људског фактора повећава борбену ефективност носећи осматрачка и сензорска средства, наоружање, или функционише као даљински контролисани нишански уређај, а у крајњем случају прима убојно дејство противничке силе и тако спасава живот пилота. У појединим варијантама, борбени ваздухоплови надолазеће шесте генерације конципирају се тако да поседују потпуну аутономију, па од више истих ваздухоплова ангажованих на извршењу операције део може да функционише у „loyal wingman“ улози. Тренутно се у концептуалном истраживању или развоју налази велики број оваквих апарата.

Замисао овог рада је да дефинисањем архитектуре хибридног електрофенског пропулзора турбоелектричног типа, образложењем свих елемената пропулзивног кола и њиховом међусобном везом, прорачуном термодинамичког циклуса и перформанси употребом самостално формиране рачунарске симулације тако дефинисаног пропулзора обезбеди његово вредновање на прелиминарном нивоу. Анализом хибридних решења која су предмет тренутних истраживања постављају се услови за избор хибридног концепта који ће бити предмет вредновања, а оно ће осим кроз перформансе пропулзора бити дато и кроз увезивање са прелиминарним моделом БПЛ предвиђене за „loyal wingman“ улогу, па ће и анализа битнијих остварених летних перформанси повећати квалитет вредновања и омогућити даљу валидацију резултата. Таква беспилотна летелица концептуално је окарактерисана као високо мобилна истурена извиђачка платформа са могућношћу задржавања, уз смањену вероватноћу

откривања, у очекиваној зони дејства, са могућношћу осматрања исте до доласка и ангажовања главне компоненте дејствованих ваздухопловних снага, али и садејства и паралелног деловања са њима у наредној фази задатка зависно од исходишта. Квантитативни и квалитативни дескриптори хибридне погонске групе која је конципирана као модуларни систем, треба да задовоље релативно дуго и економично трајање лета у фази задржавања. Конкретно постављање параметара и уређење рачунарске симулације, као и дефиниција изабраног хибридног концепта настоји да да делимични одговор на постављена питања и представљене изазове, што и чини циљ ове концептуалне анализе.

2. ДЕФИНИСАЊЕ АРХИТЕКТУРЕ ХИБРИДНЕ ЕЛЕКТРОФЕНСКЕ ПОГОНСКЕ ГРУПЕ

2.1 Тактичко-технички захтеви погонских група савремених борбених беспилотних летелица

Како је већ раније изнето, савремене борбене БПЛ окарактерисане су великом разноврсношћу намена и улога у вршењу борбених дејстава, па је стога њихово вредновање у погледу карактеристика погонских група практично само уколико се ограниче захтеви усклађивања захтеваних погонских перформанси са задатом мисијом и начином употребе борбене БПЛ. У складу са тиме, из дефинисане претпостављене „loyal wingman“ улоге, односно борбене БПЛ која при извршењу борбеног задатка представља својеврсну пратњу и пружа подршку класичном вишенаменском борбеном авиону (ВнБА) по разним елементима вршења борбеног дејства (извиђање, осматрање, откривање и дејство убојним средствима по циљу), следи прилично сложен задатак за конструкцију погонске групе. Сложеност тог задатка се, осим основног питања перформанси пропулзора и њиховог утицаја на перформансе летелице у целини, види и у корелацији између избора погонске групе и последица које тај избор са собом носи, а тичу се пројектоване „вишекратности“ БПЛ у вези са резултујућом сложеностју и ценом система БПЛ - пропулзор, специфичности одржавања или интеграције већ постојеће погонске групе на нову ваздухопловну конструкцију. Стога је, у складу са устаљеном праксом, као еталон даље анализе, изабрано неколико савремених развојних пројеката „loyal wingman“ борбених БПЛ (Слика 2.1), чије се тактичко-техничке карактеристике могу превести у захтеве за нови систем, а дате су Табелом 2.1.

Даље, уколико се анализирају оствариве перформансе потпуно електричног, или хибридног погона, тренутна остварења лимитирана су махом на употребу на доста мањим беспилотним системима релативно скромних могућности. Испитивање и истраживање хибридних система се по питању БПЛ великим делом своди на комбиновање мотора СУС (дизел и бензинских) са електричним елисим погоном, а ради надомешћивања недостатака електричних батерија у циљу повећања долета и трајања лета. Конкретније, по питању борбених БПЛ, електрични и хибридни погон примену најчешће налазе код једнократних летелица, односно лутајуће муниције (колоквијално: „дронов-камиказе“). Комерцијални транспорт, у складу са уводним

напоменама, тренутно је примарна област истраживања хибридних система озбиљнијих перформанси. Електрофенски (електровентилаторски) погон (EDF – Electric Ducted Fan), осим поменутих концепата погона комерцијалних летелица, најзаступљенији је на нивоу рекреативног моделарства, где је, разумно, потпуно електричног типа, а неретко се примењује само по естетским захтевима. Све изнето, а са освртом на остварене напретке и тежње из сфере комерцијалног ваздухопловства, као и на приказане ТТ карактеристике развојних пројеката, оставља велики простор истраживању примене хибридног система погона на борбеним беспилотним летелицама са „loyal wingman“ улогом, а ради процене могућности задовољења или побољшања оперативних захтева.



Слика 2.1 XQ-58 (горе лево, даље у смеру казаљке на сату), MQ-28, Kizilelma, ANKA-III, Извори: [Kratos](#), [Boeing](#), [TAI](#), [Baykar](#)

Мада су опсежни и детаљнији подаци претежно недоступни (ради се о актуелним развојним пројектима), из доступних се могу свести одређени закључци. Приказане летелице опремљене су класичним, на тржишту доступним двострујним турбомлазним моторима, умереног степена двострујности, при чему се анализом перформанси на основу доступних података закључује да је оперативна брзина лета ограничена Маховим бројем 0,9 на висини, што је очекивано уз чињеницу да су у датом тренутку планиране погонске групе без догревне коморе, али оставља могућност потенцијалног унапређења. По истом, иако остале летне перформансе такође нису део маркетиншког материјала, у поређењу са савременим ВнБА које овакве летелице требају да прате, очекују се слабије маневарске способности, у погледу извођења заокрета и пењања.

Табела 2.1: Преглед карактеристика актуелних пројеката у развоју. Извори:

MQ-28 - [Australian Defence Exports Catalogue 2026](#), XQ-58 - [Kratos Defense XQ-58 Fact Sheet](#),

ANKA III - [Turkish Aerospace Industries](#), Kizilelma - [Baykar Tech](#)

ТИП	Boeing MQ-28 Ghost Bat	Kratos XQ-58 Valkyrie	TAI ANKA III	Bayraktar Kizilelma-A
Намена	вишенаменска аутономна борбена БПЛ предвиђена за "loyal wingman" - CCA улогу			
Произвођач	Boeing Australia Holdings Pty Ltd	Kratos Defense & Security Solutions, Inc.	Turkish Aerospace Industries Inc.	Baykar
Димензије				
Дужина	11,7 m	8,8 m	8,9 m	14,5 m
Висина	2,0 m	непознато	2,6 m	3,5 m
Размах крила	7,3 m	8,2 m	13,1 m	10 m
Површина крила	непознато			
Маса и носивост				
Наведена оперативна маса	3175 kg	1134 kg (празне летелице) 2722-2948 kg (максимална полетна)	7250 kg (максимална полетна) 1600 kg (маса корисног терета)	8500 kg (максимална полетна) 1500 kg (маса корисног терета)
Погонска група				
1 х двострујни турбомлазни мотор (наводи се Williams FJ-44-4 потиска 16 kN)		1 х двострујни турбомлазни мотор потиска 8,26 kN (наводи се Williams FJ-33)	1 х двострујни турбомлазни мотор (наводи се Ивченко-Прогрес АИ-322)*	1 х двострујни турбомлазни мотор (наводи се Ивченко-Прогрес АИ-525ТЛТ потиска 16,9 kN)**
Перформансе				
Оперативна брзина/Махов број лета	М 0,9 (<i>"fighter compatible"</i>)	М 0,86 (максимална)	М 0,7 (максимална) М 0,42 (крстарења)	М 0,9 (максимална) М 0,6 (крстарења)
Оперативни радијус	> 3600 km	> 5600 km 10 h лета	750-1075 km 10 h лета (на 9000 m)	> 3 h лета
Оперативна висина	~12000 m (врхунац)	~13000 m (врхунац)	~12000 m (врхунац)	~13700 m (врхунац) ~8000 m (оперативна)
*Брошура произвођача предвиђа и надзвучну варијанту. У разним изворима за "В" модел наводи се Ивченко-Прогрес АИ-322Ф потиска 24,5 kN, односно 44 kN са догревном комором.				
**Произвођач по наводима планира интеграцију два мотора TEI-TF10000 из домаћег развоја ради побољшања перформанси				

Примећује се да се као један од параметара перформанси најчешће наводи издржљивост, односно максимално трајање лета. Интеграција погонских група са догревном комором, заједно са проширењем оперативних могућности које носи, тренутно је само спекулативног карактера. Прелиминарно димензионирање борбене БПЛ у корист вредновања планираног концепта хибридног погона је у складу са представљеним примерима отежано недоступношћу конкретних габаритних и аеродинамичких карактеристика, али се на основу доступних података може извршити са довољним степеном инжењерске релевантности.

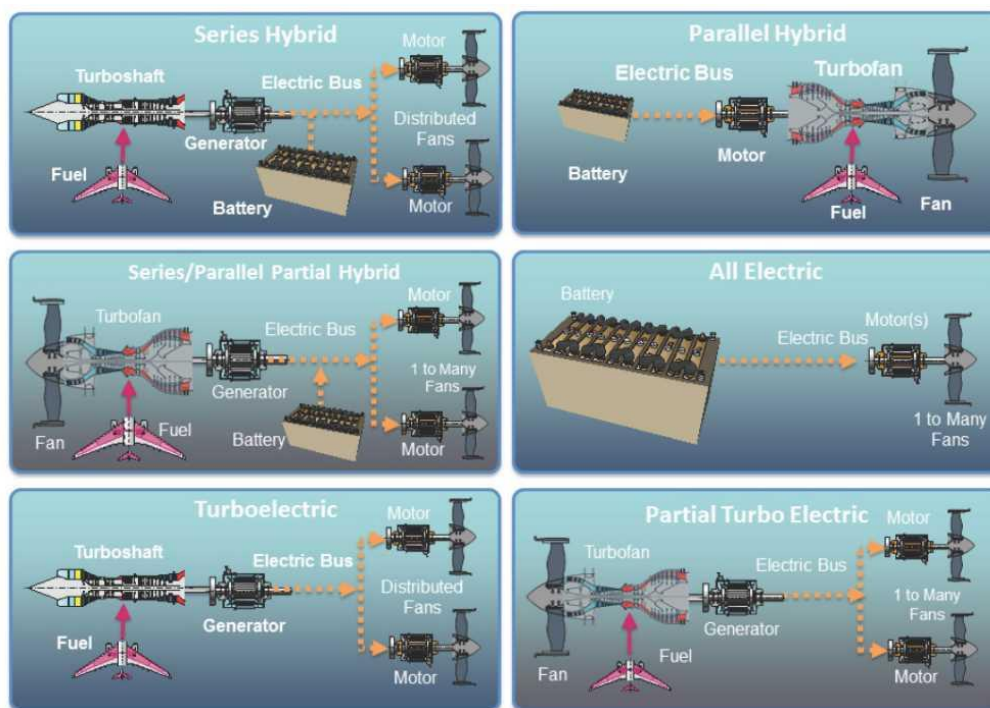
2.2 Архитектура хибридног ваздухопловног пропулзора

“The term hybrid-electric propulsion system is not consistently used. It may generally be interpreted as a power plant in which various energy converters or energy storages are combined, of which at least one is electric. The objective is to advantageously consolidate the characteristics of the single components.” [1]

Појам архитектуре хибридног ваздухопловног пропулзора означава структуру ваздухопловног пропулзивног система који садржи електричне елементе. Структуром су дефинисани и елементи система, али и принцип њиховог увезивања, односно веза између елемената које условљавају општи принцип његовог рада. Поред чисто електричног система, где је пропулзивни елемент (елиса или вентилатор) погођен електромотором снабденим из потпуно електричног извора (најчешће батерија), као и код осталих техничких система који комбинују елементе са различитим принципима рада, могу се препознати редна и паралелна структура, односно архитектура, при чему потпуно електрична неће бити предмет разматрања. Литература у том случају види (Слика 2.2) још пет могућих изведби електрификованог пропулзивног система, и то: редни, паралелни, редно-паралелни, турбоелектрични и делимично турбоелектрични систем.

У случају *редне хибридне везе*, пропулзивни елемент погођен је искључиво електромотором, при чему се енергија на њега доводи или са електричне батерије, или директно са турбогенератора, па се у одређеним режимима рада вишком расположиве енергије турбогенератора батерије могу допуњавати. Код *паралелне везе*, пропулзивни елемент погони се преко излазног вратила механичког преносника, на који се раздвојено доводи снага са излазних вратила турбомотора и електромотора напајаног путем батерија, или се у једноставнијој изведби на вратило турбомотора веже излаз снаге електромотора. Примећује се да у случају редне везе постоји мања зависност режима рада турбогенератора од режима лета односно снаге коју апсорбује пропулзивни елемент јер између њих нема механичког преноса, али и да у случају паралелне везе не постоји потреба за електричним генератором у структури. *Редно-паралелна веза* изводи се тако да расположива снага турбомотора механички дели између класичног пропулзивног склопа (вентилатор-млазник) и електричног генератора, а преко њега даље на један или више електромотора и припадајућих пропулзивних елемената који су опет, делимично напајани батеријама.

Турбоелектрични хибридни систем добија се елиминацијом батерија из претходних система: за случај редног система где сву потребну електричну енергију обезбеђује турбогенератор, он прелази у турбоелектрични систем, а за случај редно-паралелног прелази у делимично турбоелектрични [1-3].



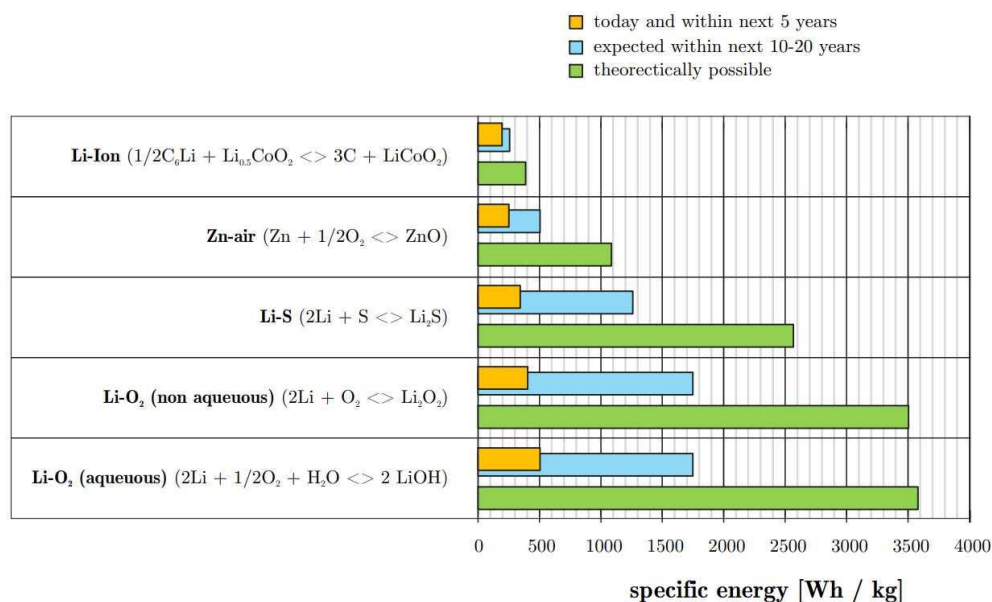
Слика 2.2 Приказ могућих хибридних архитектура, [3]

Усклађивање хибридног пропульзивног система са летелицом, односно усклађивање перформанси са предвиђеном анVELOПОМ лета подразумева избор архитектуре, али и међусобно зависно димензионирање елемената у њој, односно установљивање тока енергије кроз систем и расподеле између извора и потрошача, па се може говорити о утврђивању енергетског биланса система, и о степену хибридизације, односно о уделу електричне у укупној енергији којом систем располаже. Притом је потребно обратити пажњу и на габаритна, као и на ограничења по питању сложености и поузданости. Ако се хибридне архитектуре вреднују са аспекта поузданости, потпуна редундантност (осим код турбоелектричне архитектуре) би могла да буде обезбеђена једино значајном величином електричних елемената али са последичним великим увећањем масе система. У другом смеру, смањивање електричних елемената паралелне и редно-паралелне схеме до помоћне улоге (што преноси критично место отказа на турбогенератор, односно турбомотор потиска) доводи у питање оправданост употребе хибридног погона.

2.2.1 Усвајање архитектуре концепта погонске групе

„Синтеза пропулзивног кола је стварање новог пропулзивног кола од постојећих елемената са циљем добијања пропулзора захтеваних перформанси. Анализа пропулзивног кола је сазнавање перформанси пропулзора на бази постојеће схеме пропулзивног кола.“ [4]

Образложене архитектуре хибридизације и прелазне форме између њих уводе одређену количину дивергенције у анализи, стога, она ће се даље базирати на разматрању турбоелектричне хибридне архитектуре. Примарни разлог за ово уведено усмерење препознаје се пре свега у елиминацији батерије као енергетског елемента из структуре, односно елиминацији утицаја негативних аспеката батерија као енергетских акумулатора на карактеристике пропулзивног система.



Слика 2.3 Специфичне енергије различитих типова батерија, [5]

Извор графика са Сlike 2.3 [5], истражује тренутно и потенцијално оствариво стање по питању специфичних енергија батерија. Иако аутор предвиђа велики напредак, практичне вредности су и данас далеко од приближавања оптимистичној вредности од 1000 Wh/kg. Чак и најмање или аеродинамички најефикасније летелице, уз ниже степене хибридизације, за потребну снагу хибридног пропулзора захтевале би, и при овако оптимистичној претпоставци о карактеристикама батерија и кратким сегментима лета када се оне празне, увећање масе од пар стотина килограма. Приказана сличност између редне/редно-паралелне архитектуре и турбоелектричне, односно делимично турбоелектричне, ипак оставља могућност прилагођавања тренду развоја батерија и других електричних извора (горивних ћелија, нуклеарних извора и других), тако да се

може препоставити да ће у крајњој инстанци будућих конструкција турбоелектричне архитектуре бити превазиђене, до потпуног преовладавања електричних. Ипак, оне се могу подвргнути разматрању са подразумеваним блажим градијентом технолошког напретка.

У оквиру турбоелектричних система, опет је потребно, у складу са овог пута, остваривим вредностима *специфичне снаге* електричних мотора и генератора, направити битну дистинкцију између могућих опција за реализацију хибридне архитектуре. Наиме, потпуно турбоелектрична архитектура подразумева остваривање целокупне погонске силе путем пропулзивних елемената (елиса, вентилатора) које погоне електрични мотори, па се проблем своди на сличну проблематику која важи и код других концепата хибридизације. Потпуно турбоелектрични концепти последично трпе и од смањења поузданости, јер, ако се изједначи и узме као константа тренутно остварива поузданост турбовратилних и турбомлазних мотора (и њихових дериватива), делимично турбоелектрична архитектура при потенцијалном отказу електропропулзивног подкслопа пружа резерву потиска којим се може делимично довршити лет. Зато ће за разматрани концепт хибридне електрофенске погонске групе бити узет један делимично турбоелектрични систем, чије енергетско језгро представља двострујни турбомлазни мотор. Електрични елементи хибридног система притом су електрофенског (електровентилаторског типа).

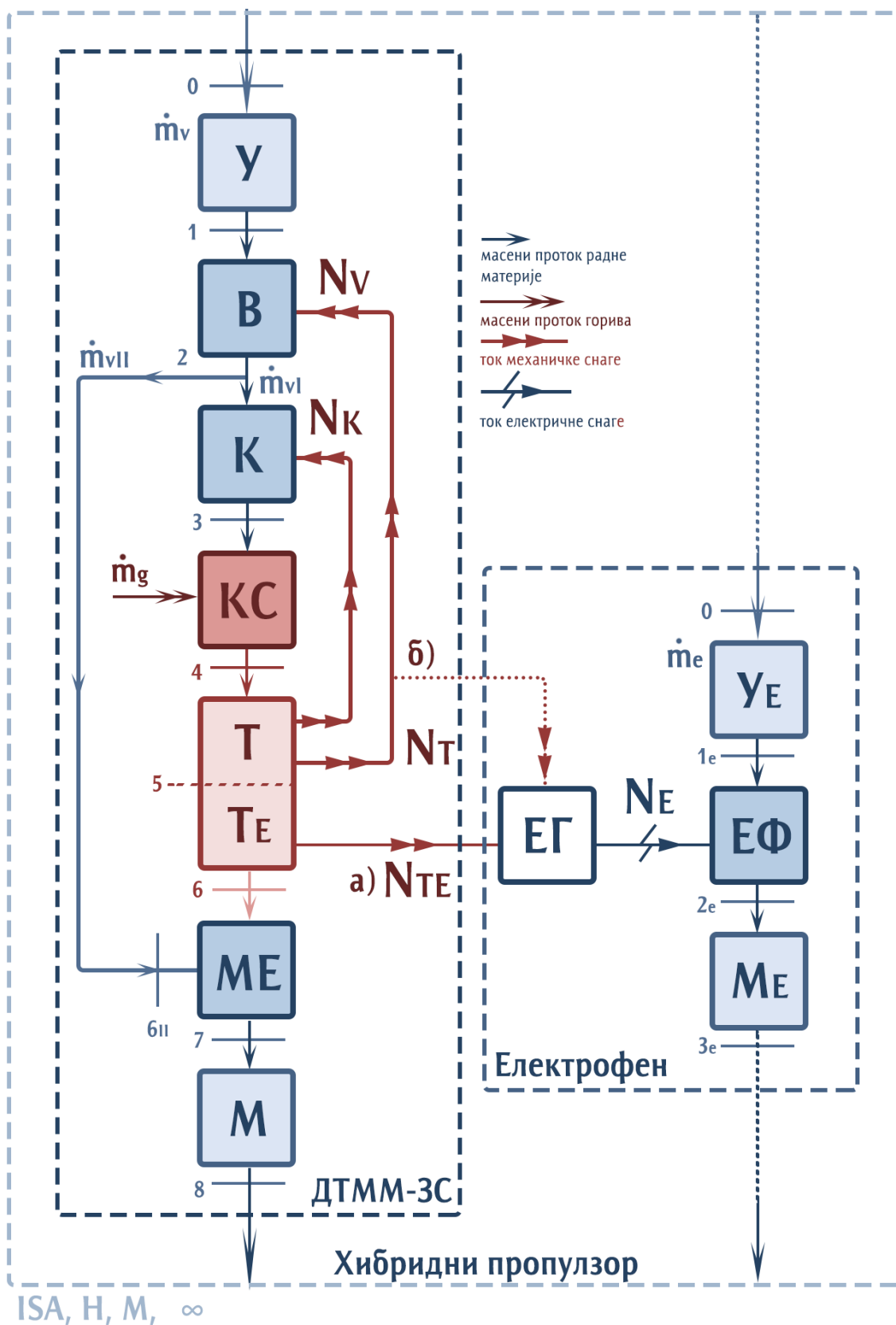
Још једна од потенцијалних предности турбоелектричне архитектуре представља и могућност остварења дистрибуиране пропулзије. Како се електрична енергија може преносити са генератора без већих просторних и тежинских ограничења могуће је исту расподелити на један или више електричних пропулзивних елемената чији се положај уградње усклађује са формом и аеродинамичким карактеристикама летелице. Код делимично турбоелектричних система који се налазе у развоју истражује се и принцип усисавања граничног слоја (BLI – Boundary Layer Ingestion) са циљем смањења отпора, односно, надокнађивања прираста отпора на рачун уградње додатих електрофенова. Механички пренос са вратила турбомотора потиска на дистрибуиране вентилаторе подразумевао би постојање геометријски сложеног система вратила и преносника-редуктора ради усклађивања броја обртаја вратила мотора са потребним бројем обртаја вентилатора. Претварање једног дела снаге у електричну омогућава међусобно независан рад конвенционалног и електричног пропулзивног склопа. Дистрибуирана пропулзија нуди предности и по питању модуларности, смањења буке и топлотног

трага летелице, али је уз усвојену делимично турбоелектричну архитектуру базирану на двострујном турбомлазном мотору најважније говорити о повећању *ефективног* степена двострујности, са умањењем ограничења која се тичу механичког преноса снаге на вентилатор и резултујућег попречног пресека мотора.

На најнижем нивоу разматрања, у складу са чињеницом да се степен корисности пропулзора усклађује са његовом пројектованом радном тачком варирањем масеног протока радне материје и брзине истицања за исту потребну пропулзивну силу, мања пројектована брзина лета захтева увођење двострујног пропулзивног кола, односно скупа енергетских елемената који чине пропулзор [4]. Одржање пропулзивног степена корисности као компоненте ефикасности пропулзора изискује у том случају смањење брзине истицања, па се за тражену вредност потиска мора повећати проток радне материје. При повећању масеног протока радног флуида, термодинамички степен корисности – степен корисности мотора као термодинамичког система, одржава се тако што се ваздушна струја дели на две контуре: примарну (топлу), у којој она која пролази кроз ефикасан, потпун ТДЦ, при чему се део њене енергије предаје секундарној (хладној) контури која циклус парцијално реализује, а смањење енергије примарне струје опет усклађује брзину истицања према брзини лета.

Степеном двострујности, израженим као односом масених протока хладне и топле струје, дефинише се расподела радне материје између контура, и он представља предмет оптимизације за уређење двострујног пропулзивног кола, преко утицаја на специфичну потрошњу и специфични потисак, али и на габарите пропулзора. За ширу радну област која подразумева и веће брзине лета, карактеристичну за борбени ваздухоплов, избор степена двострујности ограничен је на умерене и ниже вредности и компромисног је карактера, на нивоу инверзне пропорционалности између специфичне потрошње/специфичног потиска, па би могућност његове промене у лету проширила и тачке радне области у којој пропулзор ефикасно ради. Ипак, варирање степена двострујности у већем опсегу вредности брзина морало би бити остварено драстичном и конструктивно тешко изводљивом променом геометрије елемената пропулзивног кола.

Схема пропулзивног кола усвојене хибридне делимично турбоелектричне архитектуре дата је Сликаом 2.4.



Слика 2.4 Схема делимично турбоелектричног хибридног електрофенског пропулзора

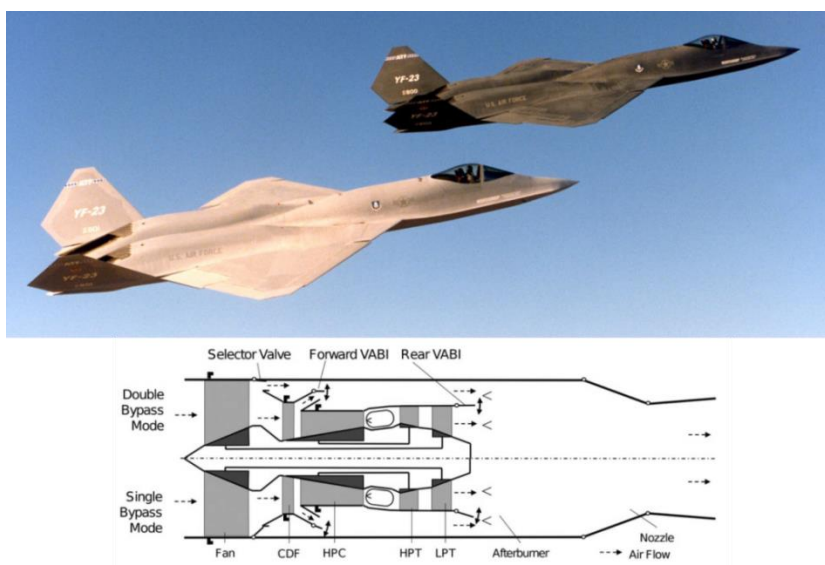
У основи хибридног система налази се двострујни турбомлазни мотор са заједничком излазном струјом, који делом своје енергије погони електрични генератор електрофенског подсклопа, а састоји се од елемената уобичајених за његово пропулзивно коло. Разлог за синтезу хибридног система са овим конвенционалним типом ваздухопловног мотора лежи у анализи примењених решења, нарочито на предметним БПЛ које су тренутно у развоју. Једнострујни турбомлазни мотори већ дуже време не представљају оптимални избор погонске групе, чак и код најбржих авиона, пре свега због високе специфичне потрошње горива. Електрофенски пропулзивни подсклоп састоји се од уводника, електрофена (који подразумева вентилатор-фен и електромотор) и млазника.

Потребно је обратити пажњу на токове механичке снаге приказане ознакама а) и б). Првом ознаком означена је могућа изведба система у којој се механичка снага на генератор доводи са посебне (слободне) турбине. Другом се означава случај у коме се генератор механички погони са вратила основног мотора. Разлика између приказаних могућности је у остваривој независности између конвенционалног и електричног подсклопа пропулзора. У првом случају, турбина електричног генератора конструктивно треба да задовољава захтеве за електричном снагом у ширем распону режима рада основног мотора, а у случају отказа електрофенског подсклопа (наглог растерећења електричне мреже) постоји ризик од њеног разарања. Други случај представља конвенционалнији приступ, али ствара већу зависност између броја обртаја вратила мотора и генерисања електричне енергије, па би улаз снаге у генератор захтевао и постојање механичког редукторског склопа. Промена оптерећења електричне мреже би код другог приступа последично изазивала и промену радног режима основног мотора.

2.2.2 Хибридни систем као могуће решење пропулзора променљивог радног циклуса

Пропулзором променљивог радног циклуса у општем смислу сматра се пропулзор који има могућност прилагођавања појединих основних параметара термодинамичког радног циклуса условима лета, што се може извршити променом односа масених протока радне материје између контура вишеструјног пропулзивног кола, или између елемената унутар контура, при чему се мењају и саме њихове границе. Такав пропулзор опремљен је унутрашњим системом различитих механизованих и управљаних елемената променљиве геометрије чија је улога усмеравање и расподела

ваздушне струје, али и прилагођавање проширених радних услова основним елементима пропульзивног кола (вентилатора/компресора, којих по правилу има више, и њима припадајућих турбина), па је основно питање оправданости употребе оваквог система однос остварених побољшања према природном повећању масе, сложености, и ризику увођења компоненти у критичне области рада у трајању „адаптираног“ циклуса. У првој итерацији пропульзора променљивог радног циклуса може се говорити о двострујном турбомлазном мотору са променљивим степеном двострујности, али је исти обавезно променљив само у домену ниских вредности. Међутим, мотивација за конструкцијом погонске групе која ће у екстремима радне области имати погодне карактеристике и једнострујног и двострујног пропульзора довела је до покушаја активног варирања степена двострујности од чак 0 до 1 (истраживања компаније General Electric из 60-их и 70-их година).



Слика 2.5 Прототип YF-23 из програма ATF. Један од примерака (лево) био је опремљен моторима YF120, Извор: [National Museum of the United States Air Force](https://www.afmuseum.org/).

Упростићена схема мотора (доле), [6]

Највећи напредак на пољу развоја пропульзора променљивог циклуса остварила је иста компанија, надметајући се у избору мотора за Advanced Tactical Fighter (ATF) програм Америчког ратног ваздухопловства (из кога је проистекао ловачки авион F-22 Raptor – опремљен конвенционалним двострујним турбомлазним Pratt&Whitney F119-PW-100). Резултат рада, мотор GE37, односно ознаке YF120 у развоју, променљивог радног циклуса, једини је материјализовани примерак ове класе погонских група интегрисан на ваздухоплов, али ипак због смањења ризика по исход програма ATF није био

усвојен и поред позитивних резултата са опитовања у лету (Слика 2.5). Између вентилатора и компресора високог притиска овог мотора налази се међувентилатор („core-driven fan“) погођен турбином високог притиска, па се могу идентификовати 3 контуре у пропулзивном колу, а променљивост радног циклуса остварује се варијабилним дељењем радне материје: ваздух се може у целости усмерити на примарну контуру, па онда мотор функционише као једнострујни турбомлазни, или се у различитим односима са првог и другог вентилатора одводити у прилагодљиви мешач и даље у догревну комору [6,7].

У прошлости и поред бројних формираних концепата није дошло до већег продора ове технологије, али је идеја о конструисању пропулзора променљивог радног циклуса далеко од заборављене. Наиме, за будући амерички борбени ваздухоплов, надлазеће такозване шесте генерације, који се развија под Next Generation Air Dominance програмом (NGAD), планира се управо оваква погонска група. Програм њеног развоја пригодно је назван Next Generation Adaptive Propulsion (NGAP), а у оквиру њих актуелни су трострујни концепти мотора: General Electric XA102 и Pratt&Whitney XA103. Напоследку, неопходно је нагласити да се у литератури под појмом Variable Cycle Engine (VCE), срећу примамљиви, али генерално веома сложени системи, односно њихови концепти базирани махом на унапређивању двострујних турбомлазних мотора нижих степена двострујности намењених за најнапредније војне ваздухоплове, великих декларисаних вредности потисака (за YF120 наводе се вредности: 105 kN без, и 156 kN са радом догревне коморе). Скалирање технологије на мањи пропулзор, намењен мањој летелици, би у складу са неопходношћу постојања елемената променљиве геометрије у унутрашњости структуре мотора, доводи до брзог и неизбежног преовладавања негативних над позитивним аспектима њене употребе.

Дефинисана хибридна архитектура потенцијално пружа могућност решавања овог проблема: укључивањем електрофена (или више њих), пропулзивно коло добија трећу струјну контуру, а повећава се ефективни степен двострујности. Притом би било потребно задовољити најмање два услова. Први услов подразумева обавезно нижи степен хибридизације у адаптираном циклусу – уколико електрофенски подсклоп не функционише у целој радној области, потребно је смањити његов аеродинамички и габаритни утицај, што би могло да буде постигнуто једино смањивањем димензија електричних енергетских компоненти, и заклањањем електрофенског уводника када он не ради. Други услов огледа се у смањењу утицаја на радни циклус основног мотора и

начину екстраховања енергије коју захтева генератор. Уколико се она екстрахује са вратила мотора, тренутак укључења електрофенског подсклопа уводи основни мотор у сложени прелазни режим, који суштински обухвата следеће појаве: при истом протоку горива успорење мотора, односно мењање његове радне тачке. Та радна тачка окарактерисана је мањом ефикасношћу ТДЦ, због успорења компресора/вентилатора, и ближа њиховим радним ограничењима (линији пумпања) због смањење проточности осталих компоненти основног мотора. Уколико би се енергија потребна за погон генератора екстраховала са слободне турбине, независне од броја обртаја мотора, односно из енергије гаса на излазу из гасогенератора, приликом рада на основном циклусу она би морала да буде механички укочена и изолована из струјне контуре. Ово поново захтева сложену и променљиву геометрију између турбинског дела гасогенератора и погонске турбине електричног генератора.

3. ТЕРМОДИНАМИЧКО МОДЕЛОВАЊЕ ПРОПУЛЗИВНОГ ЦИКЛУСА

„Анализа се врши постављањем једначина које описују рад индивидуалних компонената пропулзивног кола и услова које мора да задовољи њихов заједнички рад.“ [4]

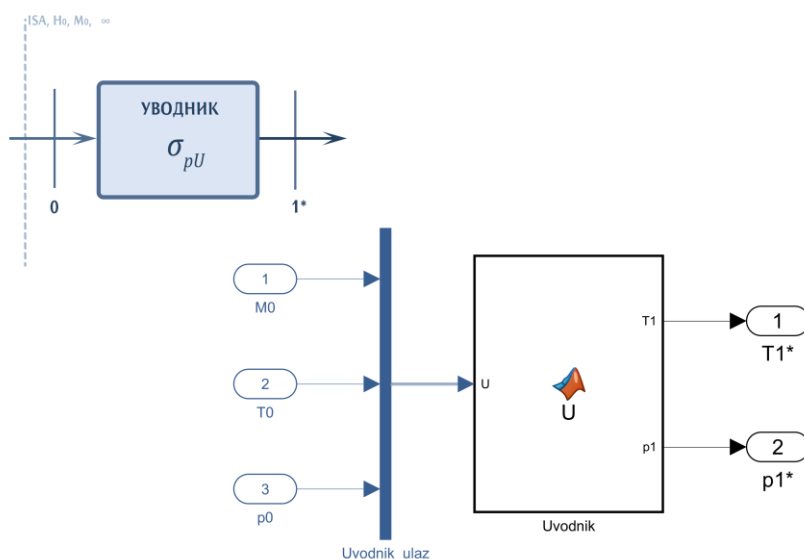
Приказано пропулзивно коло хибридног електрофенског пропулзора анализирано је у софтверу MATLAB и његовом окружењу Simulink које пружа могућност графичког програмирања, односно формирања блок-дијаграма којим се представља систем. Формирање симулације у овом окружењу подразумева да су елементи пропулзивног кола описани функцијским блоковима, при чему функција сваког блока на основу важећих физичких законитости термодинамичког, Брајтоновог циклуса, одређује трансформацију радних параметара између улаза и излаза у блок, а они су представљени сигнаlima којима се блокови повезују. Блок дијаграм модела се стога може релативно брзо преконфигурисати ради анализе утицаја промене почетних радних параметара или различитог устројења пропулзивног кола.

Енергетски елементи, односно њихови функцијски блокови, базирани су на математичком опису који важи за први ниво физичко-математичког модела – реалних елемената и пропулзора у радној тачки. Анализа пропулзивног система у пројектованој, односно номиналној, радној тачки за коју је његов рад оптимизован, представља уобичајену праксу, па се на основу добијених резултата могу изводити корисни закључци. Такође, коришћеном симулацијом, делимично је омогућено моделовање и на другом нивоу физичко-математичког модела.

Овакав начин графичког програмирања пружа користан алат за прелиминарни прорачун уколико напреднији специјализовани софтвер није доступан, или уколико је потребно оправдати његову употребу. Модел пропулзивног система се уз познавање радних карактеристика елемената једноставно може надоградити до пуног другог нивоа физичко-математичког модела, а окружење софтвера у коме је формирана симулација оставља могућност моделовања и трећег нивоа, односно моделовања нестационарног рада реалног пропулзора. Масени проток ваздуха на почетку ТДЦ третира се као глобална променљива и важи за све блокове, односно њихове функције. Уређење функција заснива се на коришћеној литератури [4].

3.1 Енергетски елементи хибридног пропульзивног кола

3.1.1 Уводник



Слика 3.1 Блок уводника

Уводник је струјни елемент пропульзивног кола који доводи радну материју у мотор и прилагођава струјно поље наредном енергетском елементу (вентилатору, компресору, или електрофену ако је реч о уводнику електрофенског подсклопа). Процес струјања ваздуха у уводнику је изоенергетски, а реалност процеса дефинисана је коефицијентом обнове тоталног притиска σ_{pU} . Разматра се уводник за субсоничне брзине лета.

Динамичко сабијање у уводнику, односно прелаз на тоталне величине описан је гасодинамичким функцијама и следећим релацијама:

$$\tau_U(M_0) = \left(1 + \frac{\kappa_v - 1}{2} M_0^2\right) \quad (3.1)$$

$$\pi_U = \tau_U^{\frac{\kappa_v}{\kappa_v - 1}} \quad (3.2)$$

$$M_0 = \frac{v_0}{a_0} = \frac{v_0}{\sqrt{\kappa_v R_v T_0}} \quad (3.3)$$

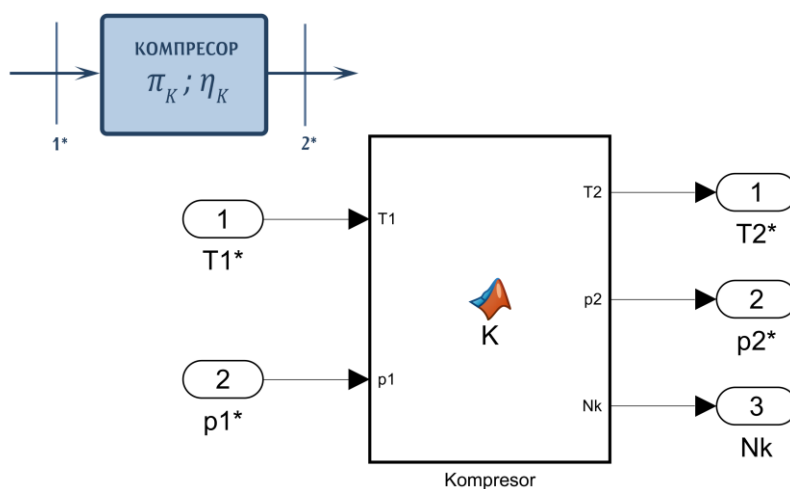
$$T_1^* = \tau_U \cdot T_0 \quad (3.4)$$

$$p_1^* = \sigma_{pU} \cdot \pi_U \cdot p_0 \quad (3.5)$$

Где је σ_{pU} - коефицијент обнове тоталног притиска, а може се дефинисати као:

$$\sigma_{pU} = \frac{p_1^*}{p_\infty^*} = \frac{p_1^*}{p_0^*} \quad (3.6)$$

3.1.2 Вентилатор/компресор/електрофен



Слика 3.2 Блок компресора

Све математичке везе које важе за компресор, важе и за вентилатор, као и за ЕФ, зато што се ради о истом типу струјно-механичких елемената. Разлика је у степену сабијања, који је виши код компресора. Функција блока компресора за којег су познати степен сабијања и изентропски степен корисности је формирана на основу:

$$p_2^* = \pi_K \cdot p_1^* \quad (3.7)$$

$$T_2^* = T_1^* \left(\frac{\pi_K^{\frac{\kappa_v - 1}{\kappa_v}} - 1}{\eta_K} + 1 \right) \quad (3.8)$$

$$w_K = c_{pv}(T_2^* - T_1^*) \quad (3.9)$$

где је изентропски степен корисности означен са η_K , а за исти степен сабијања представља поређење специфичног рада идеалног и реалног компресора:

$$\eta_K = \frac{T_{2is}^* - T_1^*}{T_2^* - T_1^*} = \frac{w_{Kis}}{w_K} \quad (3.10)$$

Снага компресора може се израчунати (ради задовољења услова сагласности) уколико су познате горенаведене величине и масени проток ваздуха кроз компресор (масени проток примарне контуре, односно укупни масени проток у случају вентилатора):

$$N_K = \dot{m}_{vI} \cdot w_K \quad (3.11)$$

$$N_V = \dot{m}_v \cdot w_V \quad (3.12)$$

Уколико степен сабијања није задати параметар парцијалног циклуса који се реализује у електрофенском подсклопу, а њему се доводи позната вредност снаге расположиви степен сабијања електрофена одређен је преко:

$$w_e = \frac{N_e}{\dot{m}_e} \quad (3.13)$$

$$T_{2e}^* = T_{1e}^* + \frac{w_e}{c_{pv}} \quad (3.14)$$

$$\pi_{ef} = (1 + \eta_{ef} \frac{T_{2e}^* - T_{1e}^*}{T_{1e}^*})^{\frac{\kappa_v}{\kappa_v - 1}} \quad (3.15)$$

Пример уређења функција блокова дат је функцијом која описује рад електрофена:

```
function [T2_e, p2_e, pi_ef]=EF(T1_e, p1_e, m_e, Ne)
% Elektrofen %

% karakteristike vazduha kao radne materije %
cpv = 1005;
kappav = 1.4;

kef = kappav/(kappav-1); % eksponent pi
etaef = 0.88; % izentropski stepen korisnosti elektrofena

% Karakteristika elektrofena %
% zasnovana na raspolozivoj snazi generatora %

% Raspoloživi specifični rad elektrofena %
wv = Ne/m_e;
% Totalna temperatura na izlazu iz elektrofena %
T2_e = (wv+cpv*T1_e)/cpv;
% Raspoloživi stepen sabijanja elektrofena %
pi_ef = (etaef*(T2_e-T1_e)/T1_e+1)^kef;
% Totalni pritisak na izlazu iz elektrofena %
p2_e = pi_ef*p1_e;

end
```

Published with MATLAB® R2021a

3.1.3 Комора сагоревања

За познату вредност тоталне температуре на излазу из коморе сагоревања дефинисан је максимални степен загревања радног циклуса:

$$\theta = \frac{T_4^*}{T_\infty} \quad (3.16)$$

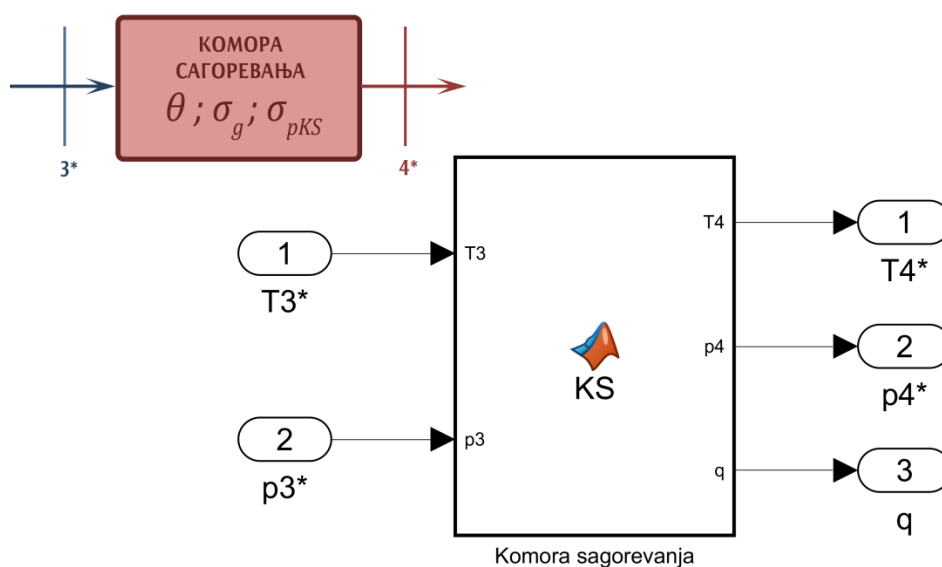
Из интегралне енергетске једначине коморе сагоревања одређује се потребан однос мешања, односно масени проток горива:

$$\dot{m}_{vKS}h_3^* + \dot{m}_g\sigma_g H_d = \dot{m}_{ps}h_4^* \quad (3.17)$$

$$(1 - \delta)c_{pv}T_3^* + q\sigma_g H_d = (1 - \delta + q)c_{pps}T_4^* \quad (3.18)$$

$$q = \frac{(1 - \delta)c_{pps}T_4^* - (1 - \delta)c_{pv}T_3^*}{\sigma_g H_d - c_{pps}T_4^*} \quad (3.19)$$

$$\dot{m}_g = q\dot{m}_{vI} \quad (3.20)$$



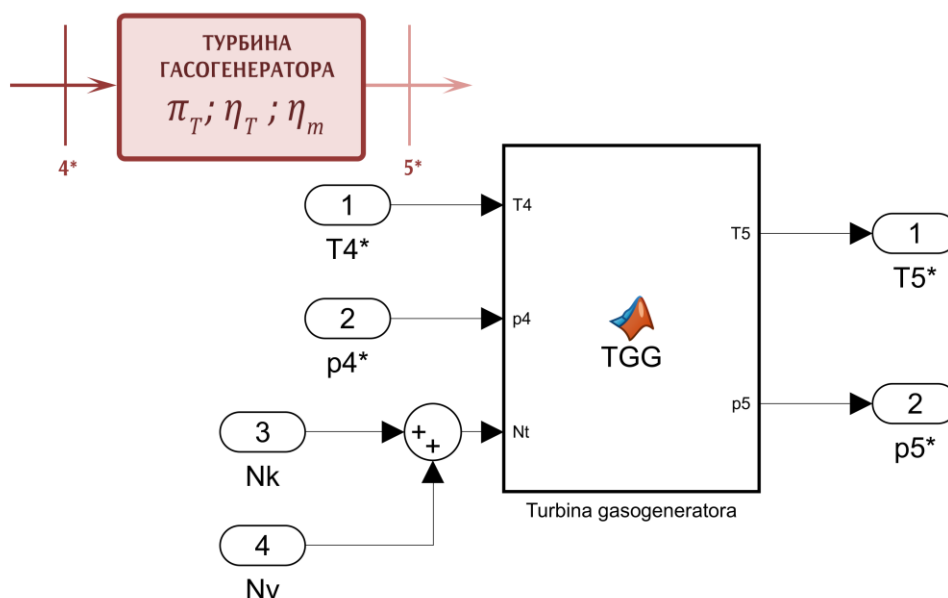
Слика 3.3 Блок коморе сагоревања

Вредношћу σ_g дефинише се потпуност сагоревања горива које се доводи у комору сагоревања (ослобођена количина топлоте мања је од идеалне оствариве, односно, за исту вредност максималне температуре у циклусу потребан је већи проток горива од идеалног), а параметром δ урачунат је део ваздуха који се са компресора одводи и користи за хлађење термички оптерећених компоненти, и не учествује у процесу сагоревања. Тотални притисак на излазу из коморе сагоревања је:

$$p_4^* = \sigma_{pKS} \cdot p_3^* \quad (3.21)$$

Параметар σ_{pKS} обухвата губитак тоталног притиска у комори сагоревања.

3.1.4 Турбина гасогенератора



Слика 3.4 Блок турбине гасогенератора

Снага гасогенераторске турбине мора да задовољава услов сагласности рада мотора:

$$N_T = \frac{N_K + N_V}{\eta_m} \quad (3.22)$$

из кога се рачуна специфични рад турбине, пад тоталне температуре и коначно неопходан степен ширења турбине који задовољава услов сагласности. Коефицијентом η_m обухваћени су губици механичког преноса снаге преко вратила мотора. Потребно је напоменути да су, иако се двострујни турбомлазни мотори реализују као двовратилни, за анализу термодинамичког циклуса у радној тачки довољно је турбину гасогенератора приказати једним елементом.

$$w_T = \frac{N_T}{\dot{m}_{ps}} \quad (3.23)$$

$$T_5^* = T_4^* - \frac{w_T}{c_{pps}} \quad (3.24)$$

За турбину важи следећа релација, у којој η_T , изентропски степен корисности турбине има исти физички смисао као и у случају компресора (израз 3.10):

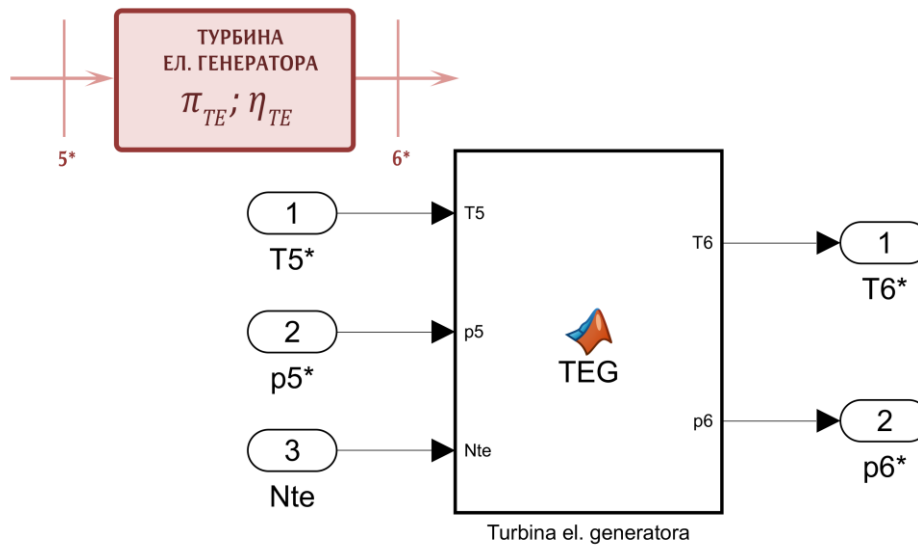
$$T_5^* = T_4^* \left[1 - \eta_T \left(1 - \frac{1}{\frac{\kappa_{ps}-1}{\pi_T^{\kappa_{ps}}}} \right) \right] \quad (3.25)$$

па су потребни степен ширења и тотални притисак на излазу из турбине:

$$\pi_T = \left(\frac{\eta_T T_4^*}{\eta_T T_4^* - T_4^* + T_5^*} \right)^{\frac{\kappa_{ps}}{\kappa_{ps}-1}} \quad (3.26)$$

$$p_5^* = \frac{p_4^*}{\pi_T} \quad (3.27)$$

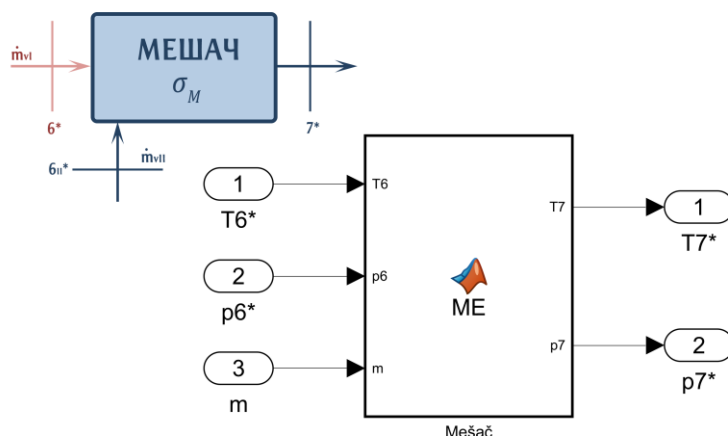
3.1.5 Турбина електричног генератора



Слика 3.5 Блок турбине електричног генератора

Енергија која се овим елементом преноси на електрофенски подсклоп екстрахује се из струје гаса на излазу из гасогенератора. Притом је у формирању функције узета као позната (задата као улазна вредност, од примарног утицаја на резултујући степен хибридизације и перформансе електрофенског пропульзора), па важе исте релације као и за турбину гасогенератора (изрази 3.22 – 3.27). Степен корисности ланца вратило турбине ел.ген. – генератор – електромотор електрофена биће задан као посебан параметар, η_e . Њиме ће бити коригована расположива снага, односно степен сабијања електрофена, а самим тим и потисак који он остварује.

3.1.6. Мешач



Слика 3.6 Блок мешача

Код двострујних турбомлазних мотора са ниским и умереним степенима двострујности најчешће се врши спајање радних материја примарне и секундарне контуре у једну заједничку излазну струју, чему у пропульзивном колу служи мешач. За ефикасан рад мешача неопходно је да су тотални притисци струја једнаки, или да се врло мало разликују, а повећавање разлике увећава губитак тоталног притиска у мешачу. Тотална специфична енталпија, а самим тим и температура на излазу из мешача добија се из енергетске једначине:

$$h_7^* = \frac{h_6^* + mh_2^*}{1 + m} \quad (3.28)$$

где је m степен двострујности, односно прецизније за дефинисано пропульзивно коло:

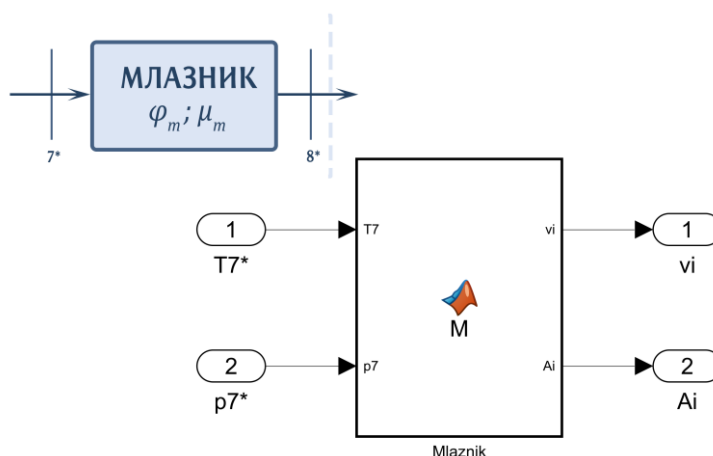
$$T_7^* = \frac{c_{pps}\dot{m}_{ps}T_6^* + c_{pv}\dot{m}_{vII}T_2^*}{c_{pps}(\dot{m}_{ps} + \dot{m}_{vII})} \quad (3.29)$$

Притисак на излазу из мешача је:

$$p_7^* \approx p_6^* \approx p_2^* \approx \sigma_{ME} \frac{p_6^* + mp_2^*}{1 + m} \quad (3.30)$$

где је вредношћу σ_{ME} обухваћен пад тоталног притиска услед мешања. Конкретније ће се овом вредношћу осим реалних губитака у мешачу компензовати и непрецизност израза 3.30.

3.1.7 Млазник



Слика 3.7 Блок млазника

Једначине које важе за млазник основног мотора важиће и за млазник електрофенског подсклопа. У млазнику се на рачун експанзије гаса до притиска околине врши убрзавање струје радне материје чиме се остварује потисак. Расположиви степен ширења млазника изражава однос тоталног притиска на улазу у млазник и статичког притиска околине, па се његова вредност у општем случају разликује од критичне вредности, односно вредности при којој је струја радне материје убрзана до Маховог броја 1 за локалну брзину звука (у критичном пресеку). Зато је за потпуну експанзију гаса, односно максималну брзину истицања из млазника и максимално остварив специфични потисак неопходан конвергентно-дивергентни млазник (даље убрзавање соничне струје након критичног пресека – *гшла млазника*, могуће је само ако површина попречног пресека расте), али се при нижим вредностима расположивог степена ширења ради конструктивне једноставности уз мање прихваћене губитке може усвојити конвергентни млазник, па ће он овде и бити разматран.

Расположиви и критични степен ширења редом су:

$$\pi_{mr} = \frac{p_7^*}{p_0} = \frac{p_7^*}{p_\infty} \quad (3.31)$$

$$\pi_{mkr} = \left(\frac{\kappa_{ps} + 1}{2} \right)^{\frac{\kappa_{ps}}{\kappa_{ps} - 1}} \approx 1.8506 \quad (3.32)$$

За степен ширења конвергентног млазника важе следећи услови:

$$\pi_m = \pi_{mkr} \Leftrightarrow \pi_{mr} \geq \pi_{mkr} ; \pi_m = \pi_{mr} \Leftrightarrow 1 < \pi_{mr} < \pi_{mkr} \quad (3.33)$$

Брзина истицања из млазника дата је преко:

$$v_i = \varphi_m \sqrt{2c_{pps}T_7^* \left(1 - \frac{1}{\pi_m^{\frac{\kappa_{ps}-1}{\kappa_{ps}}}}\right)} \quad (3.34)$$

где је φ_m коефицијент истицања млазника, а он показује однос стварне брзине истицања према брзини остваривој у идеалном, изентропском процесу експанзије:

$$\varphi_m = \frac{v_i}{v_{is}} \quad (3.35)$$

Пошто ширење у млазнику није увек потпуно, ради рачунања статичке компоненте потиска, потребно је познавати и површину излазног попречног пресека и вредност статичког притиска излазне струје ваздуха. Статички притисак на излазу из млазника је:

$$p_i = \frac{p_7^*}{\pi_m} \quad (3.36)$$

а излазни попречни пресек (у случају електрофена фигуришу константе за ваздух):

$$A_i = \frac{\mu_m \dot{m}_i}{f(M_i)} \sqrt{\frac{R_{ps}T_7^*}{\kappa_{ps}p_i^{*2}}} \quad (3.37)$$

У овом изразу μ_m означава коефицијент протока млазника, дакле однос између стварног масеног протока и максимално могућег. Гасодинамичка функција $f(M_i)$ и тотални притисак на излазу из млазника добијају се преко Маховог броја струје у излазном попречном пресеку, који због несавршености млазника није експлицитно једнак јединици, иако је млазник загушен. Масени проток излазне струје у изразу 3.37 представља масени проток спојене струје из мешача (за основни мотор), или масени проток ваздуха кроз електрофенску контуру.

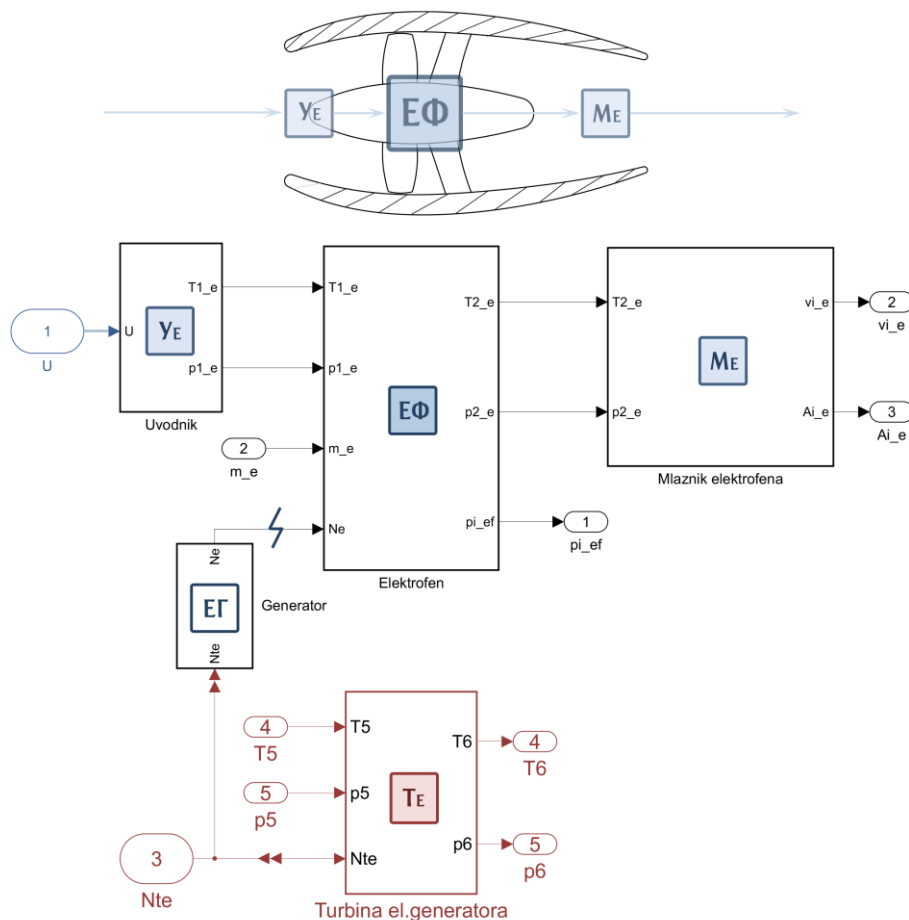
$$M_i = \sqrt{\kappa_{ps}R_{ps} \frac{T_7^*}{\pi_m^{\frac{\kappa_{ps}-1}{\kappa_{ps}}}}} \quad (3.38)$$

$$f(M_i) = M_i \left(1 + \frac{\kappa_{ps}-1}{2} M_i^2\right)^{\frac{-(\kappa_{ps}+1)}{2(\kappa_{ps}-1)}} \quad (3.39)$$

$$p_i^* = p_i \left(1 + \frac{\kappa_{ps}-1}{2} M_i^2\right)^{\frac{\kappa_{ps}}{\kappa_{ps}-1}} \quad (3.40)$$

3.2 Електрофенски подсклоп

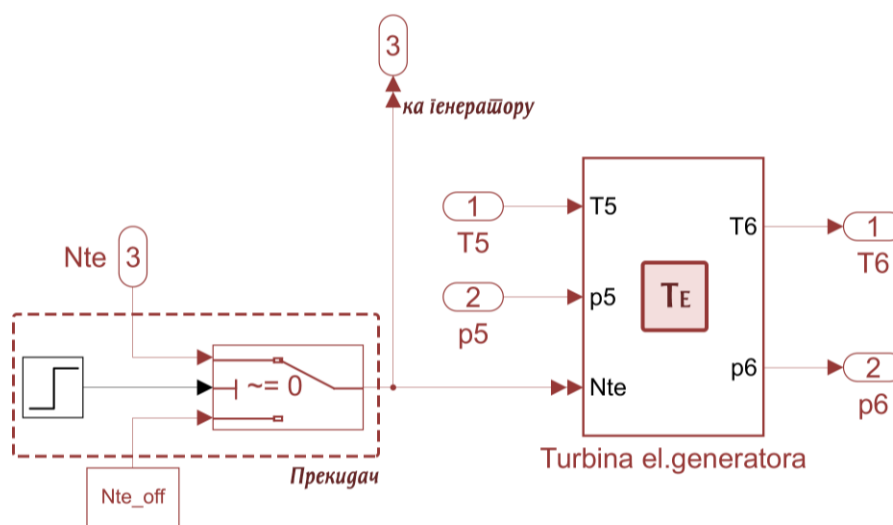
Блок дијаграм модела ДТММ-3С сачињен од доње приказаних енергетских елемената уређен је по класичном распореду (одељак 2.2.1 – Слика 2.4). Модел електрофенског пропульзивног елемента хибридног система приказан је Сликаом 3.8.



Слика 3.8 Дијаграм електрофенског подсклопа

Као што је већ напоменуто, анализира се случај у коме се енергија потребна за рад електрофенског подсклопа доводи са посебне, слободне турбине, а узима из струје гаса на излазу из гасогенератора. Овакав приступ омогућава конструисање турбине тако да за пројектовану вредност специфичног рада који се предаје електричном систему, њен број обртаја одговара потребном броју обртаја електричног генератора, односно, посредно, електромотора електрофена. Блок дијаграм на слици је уређен тако да се снага екстрахована на турбини (сигнал Nte) задаје као улазни параметар, па се заједно са задатим масеним протоком ваздуха кроз електрофенску контуру (сигнал m_e), електрофенски подсклоп система „димензионише“, а сигнал pi_{ef} илуструје остварени

степен сабијања. Разврставање осталих величина, то јест сигнала, на улазне и излазне прати ове одредбе, али функције блокова омогућавају преконфигурацију дијаграма. На пример, жељени потисак који остварује ЕФ може да представља почетну вредност, а да излаз из модела буде снага екстрахована на турбини. Како моделовање рада реалних електричних компоненти излази из домена анализе, блок генератора на дијаграму има симболично значење, јер се њиме у моделу задаје само укупна ефикасност превођења енергије од турбине до мотора електрофена. За симулацију променљивог радног режима, у модел су додати поједини логички елементи, што је приказано Сликаом 3.9.



Слика 3.9 Део дијаграма електрофенског подсклопа за променљиви радни режим

Укључење и искључење електрофена једноставно се симулира прекидачем, који за вредност одскочне функције различиту од нуле у задатом тренутку симулације, као осталим елементима прослеђује сигнал задате екстраховане снаге. Онда када је вредност прекидача 0, утицај постојања додатне турбине у пропульзивном колу апроксимира се вредношћу паразитне, изгубљене снаге, која је представљена блоком константе *Nte_off*. За овакву поставку проблема, претпостављено је да рад турбине електричног генератора и њено присуство не утиче, или занемарљиво мало утиче на рад гасогенератора, односно он током хибридног, адаптираног функционисања система задржава свој радни режим, и њему све припадајуће параметре. Енергија потребна за рад електрофена хибридном систему обезбеђена је на рачун смањења потиска ДТММ-ЗС, због пада тоталног притиска и температуре преко турбине електричног генератора. То представља знатно, али разумно упрошћење, па је на основу непроменљивости радног режима основног мотора омогућена прелиминарна анализа и поређење перформанси у основном и хибридном режиму рада.

3.3 Једначине перформанси

Потисак ДТММ-3С рачуна се из:

$$F = \mu_m \dot{m}_i v_i - (\dot{m}_{vI} + \dot{m}_{vII}) v_0 + A_i (p_i - p_0) \quad (3.41)$$

где је $\dot{m}_i$ масени проток гаса на излазу из млазника, а μ_m је раније описани коефицијент протока. Потисак електрофенске контуре је аналогно горњем изразу:

$$F_e = \dot{m}_e (\mu_m v_{ei} - v_0) + A_{ei} (p_{ei} - p_0) \quad (3.42)$$

За укупну вредност потиска:

$$F_H = F + F_e \quad (3.43)$$

специфични потисак и специфична потрошња горива хибридног пропульзора редом су дати наредним изразима.

$$F_{spH} = \frac{F + F_e}{\dot{m}_{vI} + \dot{m}_{vII} + \dot{m}_e} = \frac{F_H}{\sum \dot{m}_v} \quad (3.44)$$

$$c_{spH} = \frac{\dot{m}_g}{F_H} \quad (3.45)$$

4. ПРЕЛИМИНАРНИ ПРОРАЧУН ПЕРФОРМАНСИ У РАДНОЈ ТАЧКИ

4.1 Хибридни електрофенски пропулзор

Услови лета, односно карактеристике околине и радне материје на улазу у разматрани хибридни пропулзор задати су предвиђеном радном тачком у којој борбена БПЛ у „loyal wingman“ улози крстари или се налази у фази задржавања. Преглед услова лета и параметара рада пропулзора дати су Табелом 4.1.

Табела 4.1: Параметри рада у претпостављеној радној тачки

УСЛОВИ ЛЕТА		
Висина лета [m]	H_0	7000
Махов број лета	M_0	0.5
Статички притисак [Pa]	p_0	41032.616
Статичка температура [K]	T_0	242.65
ПАРАМЕТРИ ТДЦ		
Степен сабијања вентилатора	π_V	3
Степен сабијања компресора	π_K	7
Степен загревања циклуса	θ	6.182
Масени проток ваздуха ДТММ-ЗС	$\dot{m}_{vl+II}$	10.217
Масени проток ваздуха електрофена [kg/s]	$\dot{m}_e$	предмет оптимизације
Степен двострујности ДТММ-ЗС	m	1
ПРЕТПОСТАВЉЕНЕ ЕФИКАСНОСТИ И КАРАКТЕРИСТИКЕ ЕЛЕМЕНАТА		
ДТММ-ЗС		
Уводник	σ_{pU}	0.95
Вентилатор	η_V	0.85
Компресор	η_K	0.85
	δ	0.03
Комора сагоревања	σ_{pKS}	0.96
	σ_g	0.99
Турбина	η_T	0.9
	η_m	0.99
Мешач, губитак тоталног притиска до 2%	σ_M	~0.98
Млазник	φ_m	0.98
	μ_m	0.97
ЕЛЕКТРОФЕН		
Уводник, млазник, турбина ел.ген.	аналогно ДТММ-ЗС	
Електрофен	η_{ef}	0.88
Снага издвојена за рад електрофена [kW]	N_{TE}	250
Укупна ефикасност електричног ланца	η_e	0.9
Расположива снага електрофена [kW]	N_E	225

Избор усвојених вредности ефикасности елемената основног пропулзивног кола заснива се на коришћеној литератури [4]. Усвајање параметара за рад електрофенског подскопа пропулзора утемељено је на следећим ограничењима:

- снага екстрахована на турбини електричног генератора минимално сме да утиче на енергетски процес у мешачу,
- за средњу и укупну вредност специфичне снаге електричних компоненти ова величина има примарни утицај на њихову масу и димензије, а самим тим и на очекивано увећање масе пропулзивног система,
- укупна ефикасност електричног ланца преноса снаге апроксимирана је на основу очекиваних ефикасности електричних компоненти, [5]. За 1 механички, 1 електрични пренос и 2 енергетске трансформације у ланцу, ефикасност појединачног процеса је:

$$\eta' = \sqrt[4]{\eta_e} = \sqrt[4]{0.9} \approx 0.975 \quad (4.1)$$

што представља прихватљиву вредност на овом нивоу анализе. Наведени преноси и трансформације укључују: пренос механичке енергије са турбине генератора на генератор (као и са електромотора на ротор електрофена), губитке преноса у електричној мрежи (што укључује и рад електронских управљачких елемената), превођење механичке у електричну енергију и обратно, у генератору и електромотору, респективно.

Шире варирање снаге издвојене за рад електрофенског склопа, односно третирање исте као параметра оптимизације, у складу са раније дефинисаним устројењем пропулзивног кола (одељак 2.2.1 – Слика 2.4) и горњим напоменама не подиже квалитет анализе јер онемогућава постојање једног референтног конвенционалног пропулзора по коме се вреднују перформансе разматраног хибридног система. Исто важи и за степене сабијања вентилатора и компресора, као и за максимални степен загревања термодинамичког циклуса, и они су усвојени по захтеву максималног корисног рада термодинамичког циклуса, односно математичкој вези између оптималног сумарног степена сабијања (динамичког у уводнику, механичког у вентилатору и компресору) и максималне температуре коју радна материја достиже у комори сагоревања, а која је у складу са савременим техничким могућностима.

Масени проток ваздуха ДТММ-ЗС дат у Табели 4.1 заснован је на редукованој вредности (за референтне услове на $H_0 = 0, M_0 = 0$):

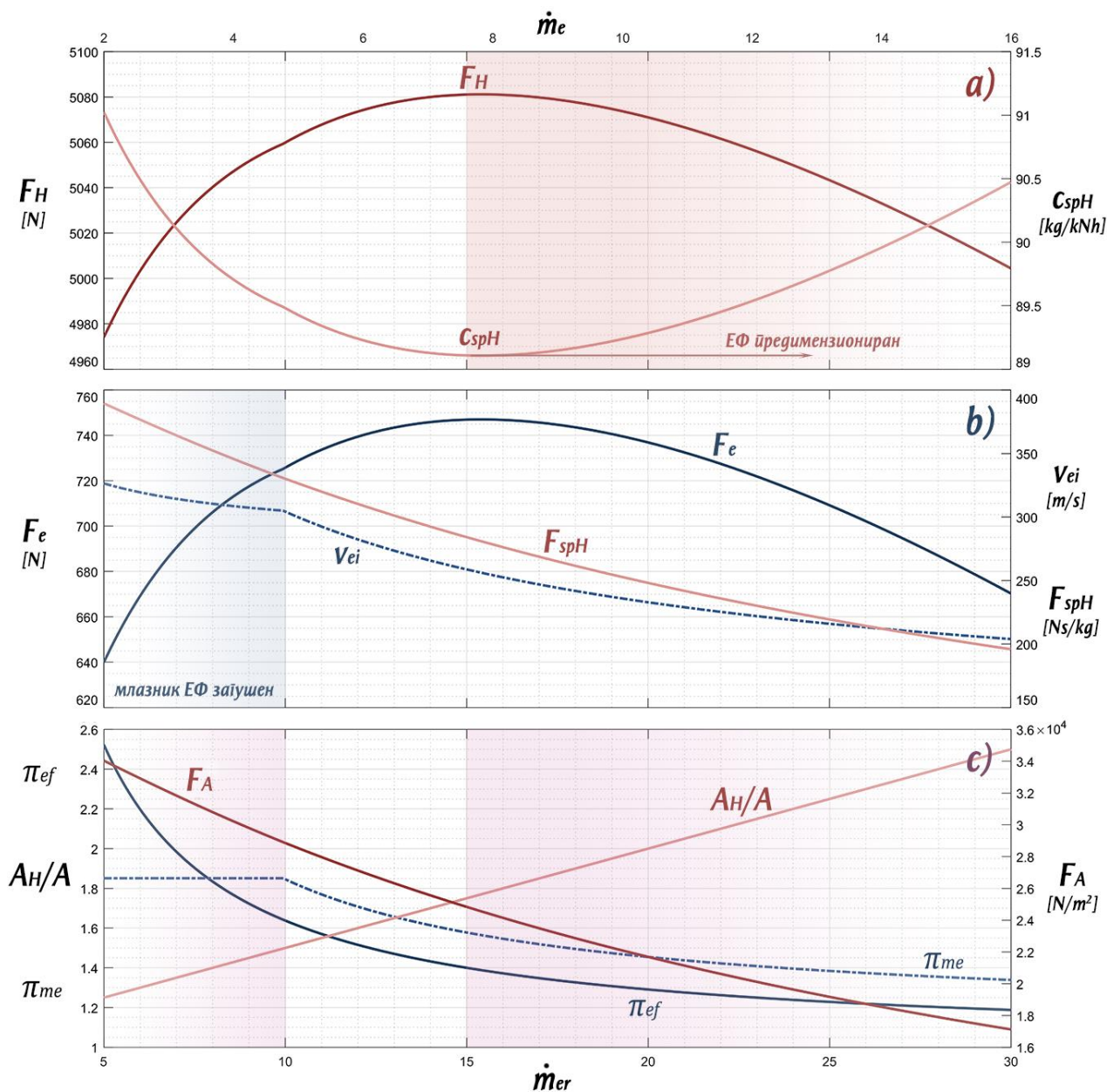
$$\dot{m}_{vred} = \dot{m}_v \frac{\sqrt{\frac{T_{rad}^*}{T_{ref}^*}}}{\frac{p_{rad}^*}{p_{ref}^*}} = \dot{m}_v \frac{\sqrt{\frac{242.65\tau(M_0)}{288.15}}}{\frac{41032\pi(M_0)}{101325}} = 20 \left[\frac{kg}{s} \right] \quad (4.2)$$

Табела 4.2 пружа сумарни приказ величина ТДЦ за ДТММ-ЗС, једног излаза из симулације за задату радну тачку.

Табела 4.2: Вредности величина ТДЦ у задатој радној тачки

ЕЛЕМЕНТ	излазни пресек	$T_n^* [K]$	$p_n^* [Pa]$
Уводник	1*	254.783	46239.738
Вентилатор	2*	365.310	138719.213
Компресор	3*	684.908	971034.494
КС	4*	1500.000	932193.114
Турбина ГГ	5*	1020.162	158778.675
Турбина ЕГ	6*	976.946	130738.274
Мешач	7*	647.210	132034.169
Остале величине			
Однос мешања		q	0.0246
Масени проток горива $[kg/s]$		$\dot{m}_g$	0.1258
Потребна снага турбине ГГ $[kW]$		$N_K + N_V$	2775.7722
Степен ширења ТГГ		π_T	5.8710
Степен ширења ТЕГ		π_{TE}	1.2145
Брзина истицања из млазника $[m/s]$		v_i	449.9783
Излазни попречни пресек $[m^2]$		A_i	0.0489

Пре прорачуна и анализе укупних перформанси хибридне погонске групе потребно је извршити димензионисање електрофенског подсклопа. Како је расположива снага за његов рад већ одређена, расположиви степен сабијања електрофена, а тиме и остварени потисак електрофенске контуре зависиће од масеног протока кроз исту, а њиме су одређени и њени габарити. Варирање масеног протока је, ради боље илустративности процеса вршено између вредности редукованих масених протока од 5 до 30 kg/s. Резултати симулације - параметри од утицаја на усвајање оптимизоване вредности приказани су на наредним дијаграмима, Сликаом 4.1.



Слика 4.1 Оптимизација по масеном протоку електрофенске контуре

Дијаграм а), на коме је приказана промена укупног потиска хибридног пропулзора и специфичне потрошње горива (која за задату радну тачку и константан радни режим основног мотора, односно константан масени проток горива зависи од оствареног потиска), пружа први, али најзначајнији поглед на поступак одређивања димензије електрофенског пропулзивног елемента. У доста широком опсегу вредности варираног масеног протока постижу се релативно мале промене укупног потиска и специфичне потрошње, па се одбацују оне при којима се потисак смањује, а систем значајно увећава.

Брзина истицања приказана на дијаграму b), и лева ордината дијаграма c) илуструју и ваљаност коришћења расположиве снаге, односно преко резултујућег степена сабијања електрофена и степена ширења млазника ЕФ контуре, даље ограничавају корисну област варираног масеног протока. Промена брзине истицања из електрофена их правилно прати, па се закључује да је потребно омогућити потпуну експанзију ваздуха у млазнику, што је и очекивано у складу са усвојеном вредношћу снаге издвојене за рад електрофена. Овако двоструко ограничени исечак на апсциси оставља неизвесну област у којој крајњи избор зависи нарочито од материјализације елемената хибридног пропулзора, али и од утицаја на аеродинамичке карактеристике летелице која је њиме опремљена. Наиме, мањи масени проток подразумева мању површину попречног пресека електрофена (мањи пречник ротора). Смањивање пречника ротора за исти степен сабијања значи повећање пројектованог броја обртаја, а уз чињеницу да се разматра електрични струјно-механички елемент, оно је директно ограничено карактеристиком електромотора који погони ротор електрофена, а виши степен сабијања захтева и реализацију електрофена у више ступњева. Даље, описана законитост ограничава могућност дистрибуирања снаге на више електрофенских елемената, мада за анализу ово није од већег значаја јер основни мотор „величински“ није задат као реално конструктивно решење, већ само представља референтни ниво ради сагледавања околности хибридизације. Масени проток и снага искоришћена за рад ЕФ посматрају се интегрално, а утицај реалног броја уграђених електрофенова на излазне перформансе је овде занемарен. За примену на БПЛ која је у основи анализе није очекивано да овај број буде већи од два.

Ради потпуног објашњења резултата приказаних на дијаграмима потребно је образложити још две приказане вредности, које говоре о димензијама чеоног попречног пресека пропулзора. За непознату геометрију и карактеристике уводника као референтни узет је пресек у непоремећеној ваздушној струји тако да је за брзину струјања (блиску, или исту брзини лета) ваздуха масени флуks кроз њега једнак задатом (израз важи и за ДТММ-3С):

$$A_e = \frac{\dot{m}_e}{f(M_0)} \sqrt{\frac{R_v T_\infty^*}{\kappa_v p_\infty^{*2}}} \quad (4.3)$$

$$\frac{A_H}{A} = \frac{A + A_e}{A} = \frac{\dot{m}_v + \dot{m}_e}{\dot{m}_v} \quad (4.4)$$

Изабрани референтни пресек се за подзвучне брзине лета мало разликује од реалног, па добро приказује величину реалног чеоног попречног пресека на улазу у вентилатор, односно ЕФ и пружа увид у пораст габарита на рачун додате електрофенске контуре. Потисак сведен на површину референтног пресека је:

$$F_A = \frac{F_H}{A_H} [N/m^2] \quad (4.5)$$

Нека је за масени проток електрофенске контуре усвојена прва вредност из ограниченог опсега са дијаграма с), а резултујуће карактеристике и перформансе, односно дескриптори концептуалног хибридног система збирно су представљени Табелом 4.3, која пружа и преглед карактеристика дефинисаног ДТММ-ЗС у основи концепта, када он функционише као класични пропулзор.

Табела 4.3: Карактеристике и перформансе хибридног пропулзора у радној тачки

КАРАКТЕРИСТИКЕ ЕЛЕКТРОФЕНА		
Излаз из електрофена – 2_e^*	T_{2e}^*	298.607
	p_{2e}^*	75729.131
Масени проток ЕФ контуре $[kg/s]$	$\dot{m}_e$	5.109
	$\dot{m}_{er}$	10
Степен сабијања ЕФ	π_{ef}	1.638
Степен ширења млазника	π_{me}	1.846
Брзина истицања из млазника ЕФ $[m/s]$	v_{ei}	304.275
Ефективни степен двострујности хибридног пропулзора	m_H	2
Увећање референтног пресека	A_H/A	1.5
ПЕРФОРМАНСЕ		
ХИБРИДНИ ПРОПУЛЗОР		
Потисак $[N]$	F_H	5059.901
Специфична потрошња горива $[kg/kNh]$	c_{spH}	89.481
Специфични потисак $[Ns/kg]$	F_{spH}	330.157
Потисак ДТММ-ЗС $[N]$	F	4334.143
Потисак електрофена $[N]$	F_e	725.758
Потисак по површини референтног пресека $[N/m^2]$	F_A	28852.063
ДТММ-ЗС У ОСНОВНОМ РЕЖИМУ		
Потисак $[N]$	F	4624.206
Специфична потрошња горива $[kg/kNh]$	c_{sp}	97.912
Специфични потисак $[Ns/kg]$	F_{sp}	452.593

4.2 Референтни конвенционални пропулзор

Вредновање добијених резултата захтева увођење референтног пропулзора, односно тражење конвенционалног алтернативног решења чије перформансе одговарају приказаним перформансама хибридног система, а то представља и основ финалне евалуације (која се врши увезивањем концепта погонске групе и концепта борбене БПЛ). С обзиром на чињеницу да се рад пропулзора разматра у пројектованој радној тачки, односно за претходно задате услове лета који одговарају радном режиму у којем он треба да ради оптимално и најчешће, остварена вредност потиска за режим крстарења (или задржавања у зони очекивања), одговараће вредности потребног потиска на датој висини и при датој брзини лета. Ако се из великог броја алтернатива идентификују бар две – једна која представља основни мотор хибридног система, са задржаним параметрима ТДЦ и еквивалентним потиском, друга која представља ДТММ-ЗС једнаког степена двострујности и потиска (за једну усвојену величину електрофенског подсклопа, односно један ефективни степен двострујности хибридног пропулзора), кратким итеративним поступком димензионирања обе долази се података приказаних Табелом 4.4. Потребно је напоменути да су степени сабијања вентилатора и компресора за другу алтернативу прилагођени услову рада мешача, али је задржан укупни степен сабијања - $\pi_V \pi_K = 21$.

Табела 4.4: Оквирне карактеристике конвенционалних алтернатива

Алтернатива	F	c_{sp}	F_{sp}	$\dot{m}_{vr}$	F_A
I	5086.626	97.912	452.593	22	39551.53
II	5170.798	87.669	337.393	30	29484.41

Сагледавањем досадашњег тока анализе долази се до следећих закључака:

- увећање ефективних, односно укупних димензија пропулзора на рачун увођења електрофенског подсклопа, а у складу са оствареним побољшањем перформанси погонске групе није занемарљиво,
- повећање ефективног степена двострујности (посматрајући другу алтернативу) могуће је оправдати једино уколико се материјализацијом електрофенског пропулзивног елемента постижу раније дефинисане предности.

У вези са овим, а пре разматрања утицаја карактеристика предметне хибридне погонске групе на перформансе концептуалне борбене БПЛ, неопходно је уочити разлику између могућих приступа њеној реализацији:

- ако је референтни пропулзор представљен првим алтернативним решењем, чији се избор образлаже вишим вредностима специфичног потиска које остварују двострујни турбомлазни мотори са нижим степеном двострујности, увођење хибридизације представља модификацију која суштински мења укупне карактеристике пропулзивног система, а промена може да буде стална, или да се остварује повремено, у лету. Како је опет, због услова специфичне снаге електричних елемената, снага издвојена за рад електрофенског подсклопа релативно мала у односу на укупну снагу струје гаса (за задати масени проток) на излазу из гасогенератора, ова чињеница имплицира да се хибридни пропулзор може реализовати као адаптација постојећег, на тржишну доступног мотора.

- уколико се хибридна погонска група реализује као унапређење пропулзора који представља другу алтернативу, остварена побољшања морају да надмашују очекивана техничка ограничења: повећања масе, сложености, смањења укупне енергетске ефикасности због енергетских трансформација (постојања додатних степена корисности у електричном делу система). Повећање масе је мање изражено него у првом случају јер је друго алтернативно решење природно габаритно веће од основног мотора у хибридном пропулзору, а ако се говори о повећању сложености, исто се донекле надомешћује употребом електричних компоненти, што поједностављује замену истих уколико се за тиме јави потреба, односно постоји одређени ниво модуларности система. Како је хибридни пропулзор близак другом алтернативном решењу по перформансама, његова примена потенцијално може да надокнади трећу врсту техничких ограничења, јер се повећање димензија погонске групе може боље прилагодити облику летелице на којој се хибридни пропулзор примењује, зато што електрофенска контура није везана за контуру основног мотора, као што је то случај са секундарном контуром ДТММ-ЗС еквивалентног степена двострујности. Дистрибуираност пропулзивне силе подразумева и дистрибуираност удела чеоног попречног пресека пропулзора у површини летелице у фронталној пројекцији. Са друге стране, прилагођавање положаја електрофенског пропулзивног елемента изазива низ (претежно позитивних) појава које се тичу аеродинамичких квалитета спреге летелица-пропулзор.

На крају, у складу са изнетим, поставља се оквир за анализу потенцијално остваривих перформанси концептуалне борбене БПЛ опремљене разматраном хибридном електрофенском погонском групом, што подразумева избор могућих случајева у којем се перформансе испитују. Прво, анализа мора да се сведе на карактеристике погонске групе у ужој радној области у којој се рад пропулзора може сматрати сличним или довољно сличним раду у пројектованој радној тачки, што је могуће ако се разматра област анvelope концептуалне БПЛ где се испољавају њене релевантне летне карактеристике. Та радна област обухвата пројектовану радну тачку (лета при брзини којој одговара његово најдуже трајање) и њено окружење, односно могућу промену висине и брзине лета на рачун разлике између перформанси конвенционалног и хибридног пропулзивног система. Друго, услед описане сличности карактеристика са другим алтернативним решењем, долазак до било каквог значајнијег резултата у евалуацији резултујућих перформанси летелице значио би и потпуно разумевање и познавање веома сложених ефеката интеграције дефинисаног хибридног електрофенског пропулзора у поређењу са класичним пропулзором истог степена двострујности. Зато је за референтни пропулзор изабран ДТММ-ЗС који одговара првом конвенционалном решењу, а овакав избор омогућава и прелиминарну евалуацију хибридног пропулзора који функционише као пропулзор променљивог радног циклуса.

5. АНАЛИЗА УТИЦАЈА НА ПЕРФОРМАНСЕ ЛЕТЕЛИЦЕ

Анализирајући перформансе ваздухоплова значи поставити низ математичких релација преко којих се долази до минималне, максималне брзине лета, брзине и трајања пењања, врхунца лета, долета, трајања лета и осталих вредности које су у складу са циљем анализе. Притом је за њихово потпуно утврђивање потребно је познавати и све величине које у тим релацијама фигуришу, па и њихову зависност од услова лета, ако се ради о нестационарним перформансама.

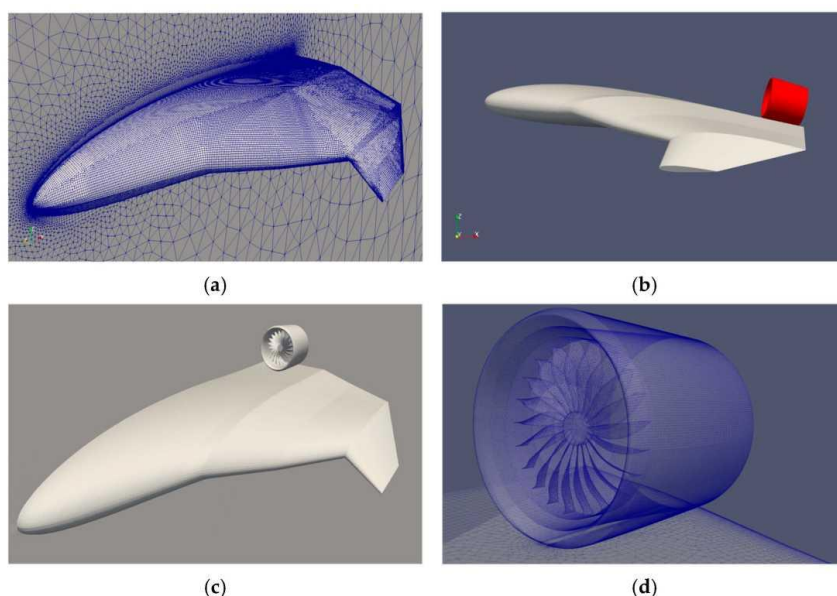
Овде проблем познавања величина битних за прорачун перформанси постаје веома комплексан, јер постоји директна веза између разматране концептуалне погонске групе, дакле њених карактеристика које се огледају у расположивом потиску и потрошњи горива, и аеродинамичких карактеристика летелице која је њоме опремљена, што се огледа у резултујућој аеродинамичкој сили – коефицијентима узгона и отпора. Такође, постојаће и незанемарљив утицај повећања масе летелице на рачун увођења електричних компоненти. Методологија анализе се услед тога заснива на формирању једног концептуалног модела борбене БПЛ димензиониране у складу са раније описаним актуелним пројектима у развоју, а онда, праћењу промене изабраних перформанси (летелице у целини) са „употребом“ класичне и хибридне погонске групе. У разматрању друге уводиће се модификације почетних параметара различитог степена – отпора као компоненте аеродинамичке силе, и укупне масе летелице, у складу са очекиваним техничким ограничењима. На тај начин, испитује се гранични случај оправданости примене хибридног погона, али и поставља и циљна област у којој се максимално искоришћавају његове предности.

Од велике је важности нагласити да циљ анализе није евалуација по апсолутном, већ по релативном критеријуму, а установљени модел борбене БПЛ представља само практичан основ сличности, јер се тежиште ипак налази у пропульзивном систему. Формирана и образложена рачунарска симулација и овде представља рачунски ослонац, јер осим могућности варирања параметара који се тичу радног режима пропульзора, омогућава и њихову промену на основу услова лета, као и интеграцију математичког подмодела којим је концептуална летелица описана.

5.1 Концептуална борбена БПЛ

5.1.1. Процена и евалуација аеродинамичких карактеристика

Пример једне аеродинамичке конфигурације за коју је вршена CFD анализа ради испитивања утицаја интеграције електрофена на аеродинамичке карактеристике дат је Сликаом 5.1.



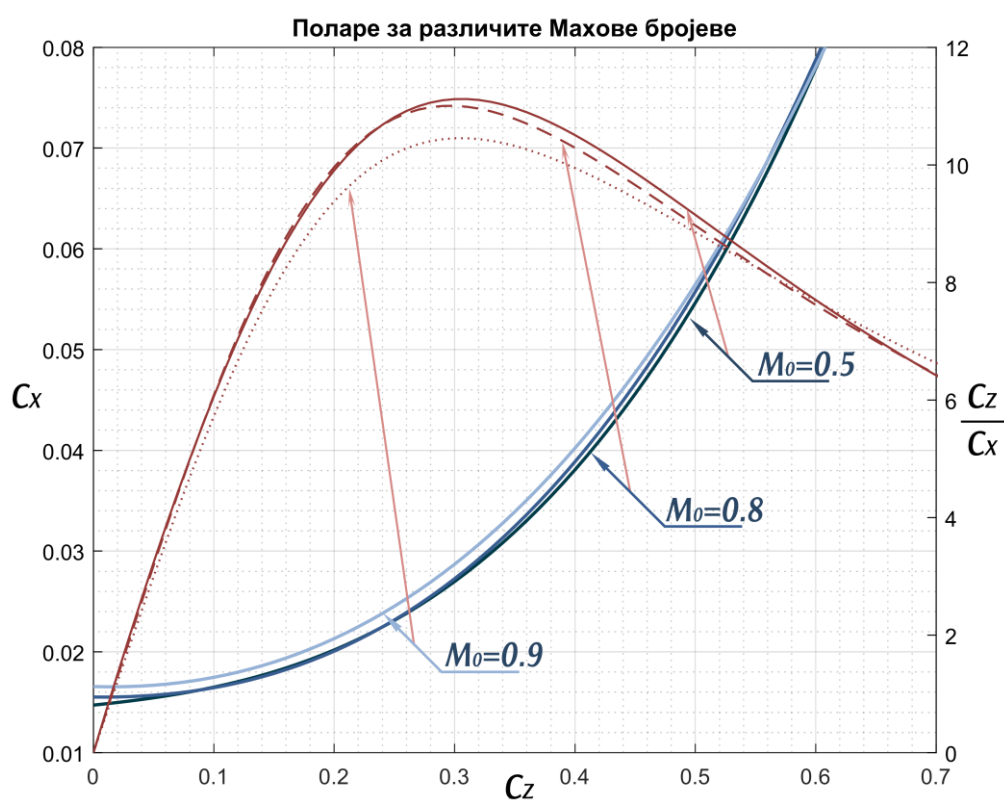
Слика 5.1 Испитивана конфигурација беспилотне летелице са електрофеном, [8]

Рачунарска анализа вршена је за 3 различита случаја, за „чисту“ конфигурацију (а), за модел са спољашњом контуром, односно оплатом електрофенског елемента (b), и са функционалним интегрисаним електрофеном (c), при вредности Маховог броја лета 0.1. Електрофен је моделован као каналисани вентилатор са 21 лопатицом, прилагођен очекиваној дисторзији струјног поља због интеракције са граничним слојем који се развија преко површине трупа, и угаоном брзином од 5500 о/мин. Налази се у кућишту које представља ротацију симетричног аеропрофила NACA0012. Ради брже симулације моделована је само једна половина летелице, а резултати CFD анализе дају редом за три случаја следеће вредности финесе: 10.33, 9.64, 12.92. Аутор(и) промену финесе образлаже великим увећањем узгонске силе уз релативно мало повећање отпора, што објашњава позитивним утицајем рада електрофена на енергизацију и контролу граничног слоја, нарочито ефектом његовог усисавања пре почетка отцепљења и „испуне“ вртложног трага млазом ваздушне струје из електрофена [8].

Иако је приказано испитивање вршено при Маховом броју струјања значајно мањим од усвојеног за радну тачку у поглављу 4 овог рада, као и у поставци софтверског окружења која подразумева нестишљиво струјање, уочене појаве важиће и за веће брзине лета. Ако се сагледа израз за потребан потисак, за уобичајене ваздухопловне конструкције, са незнатним углом уградње погонске групе у односу на путању у устаљеном хоризонталном лету [9]:

$$T_P = \frac{C_X}{C_Z} m_{BPL} g \quad (5.1)$$

из њега се закључује да вредност потребног потиска при константној брзини зависи искључиво од масе летелице и аеродинамичких карактеристика, а друге су у изразу одређене вредношћу финесе C_Z/C_X за задату брзину. Стога се у првој апроксимацији узима да је финеса за брзину лета у задатој радној тачки независна од тога да ли је летелица опремљена класичним, хибридным или хибридным пропульзором променљивог радног циклуса. Уобичајени приказ аеродинамичких карактеристика преко полара и финесе, а за овде формиран концептуални модел летелице представљен је Сликаом 5.2.



Слика 5.2 Поларе концептуалног модела летелице

Криве са дијаграма, задате тако да су урачунати и ефекти стишљивости за ужу радну област која се разматра, параметарски су одређене коефицијентима датим Табелом 5.1, тако да полином сваке од једначина полара има следећи општи облик:

$$C_X = a \cdot C_Z^3 + b \cdot C_Z^2 + c \cdot C_Z + d \quad (5.2)$$

Табела 5.1: Коефицијенти једначина полара

M_0	a	b	c	d
0.5	0.10024	0.11656	-0.00352	0.01656
0.8	0.14264	0.09248	-0.00144	0.01552
0.9	0.19896	0.03576	0.01224	0.01472

Како се најдуже трајање лета летелице са млазном погонском групом остварује при $(C_Z/C_X)_{max}$, дакле за минималну вредност потребног потиска [9], из једначнина полара одређују се вредности коефицијената узгона: $C_Z = 0.31$ и отпора: $C_X = 0.0279$, којима одговара максимална финеса $C_Z/C_X = 11.1198$, за лет при $M_0 = 0.5$. Брзина, односно Махов број лета при којем се постиже максимална финеса зависиће од масе и од референтне површине свођења аеродинамичких коефицијената (површине крила), па се за задати Махов број, висину лета и потисак погонске групе у радној тачки оне могу одредити из следећих израза, при чему је потисак у складу са основним ДТММ-ЗС (Табела 4.3):

$$m_{BPL} = \frac{F \frac{C_Z}{C_X}}{g} = 5241.624 \text{ kg} \quad (5.3)$$

$$S_{BPL} = \frac{2mg}{\rho_{7000} v^2 C_Z} = 23.101 \text{ m}^2 \quad (5.4)$$

Добијене вредности важе за стриктно дефинисани режим лета у коме је расположив потисак експлицитно једнак потребном, а лет је могућ само једном брзином којој одговара услов максималне финесе. То би значило и да радни режим пропулзора описан у поглављу 4 оствареним потиском потпуно одговара захтеву за постављене услове лета. Како математички опис подразумева потпуно стационаран и идеалан лет, што у реалности није случај, ради задржавања одређене резерве потиска за основни ДТММ-ЗС и могућности мењања улазних параметара (пораства масе и кварења аеродинамичких карактеристика у случају употребе хибридног пропулзора) усвајају се ограничене вредности масе $m_{BPL} \approx 5000 \text{ kg}$, и површине крила $S_{BPL} \approx 20 \text{ m}^2$, којима се димензионише концептуални модел БПЛ, а даљи прорачун се на истима и заснива.

5.1.2 Процена и евалуација резултујуће масе пропулзивног система

Процена масе, односно увећања масе концептуалне летелице због интеграције хибридног пропулзивног система, заснована је на дефинисању укупне специфичне снаге електричног система, а примарно се ослања на процену масе електромотора, из следећих разлога:

- на тржишту постоји велики број произвођача који нуде електромоторе различитих могућих примена које не искључују ваздухопловну, високе специфичне снаге, па се једноставно долази до података ваљаног нивоа поузданости за већ постојећа конструктивна решења – (пример једног таквог мотора дат је Сликаом 5.3),
- електричне машине су углавном реверзибилне [10], па се специфична снага генератора у хибридном систему апроксимира специфичном снагом електромотора који функционише као генератор,
- специфична снага свих осталих елемената електричног система потребних за његов рад и регулисање (проводника, претварача, електронских управљачких компоненти...) није мања од специфичне снаге електромотора, јер се за електромотор(е) и генератор очекује да буду најтежи делови електрофенског подскопа хибридног пропулзора.

Табела 5.2 пружа преглед карактеристика појединих савремених и већ доступних конструкција. Електромотор који треба да представља решење за реализацију електричног система хибридне погонске групе, морао би да буде близак приказаним примерима, али је и ова област предмет брзог напретка и интензивног истраживања, па се дате вредности могу препознати и као полазишне. Сагледавањем тренутног развоја мотора високе специфичне снаге увиђа се да највише вредности остварују претежно мотори са аксијалним флуksom (за 2 од 3 приказана електромотора експлицитно је наведено да су овакве конструкције). Њихове димензије које директно произилазе из принципа рада представљају још један изазов у примени, јер се ради о уређајима мале аксијалне дужине, али великог пречника, па би електромотор било неопходно изместити ван електрофенског канала, за мања повећања ефективног степена двострујности. Још једна опсервација која се тиче електромотора високе специфичне снаге као погонских уређаја, а у вези је са евалуацијом масе, односи се на чињеницу да им радна карактеристика директно зависи од ефикасности хлађења (што је случај и са класичним електромоторима, али су први термички знатно оптерећенији), па би реализација хибридног пропулзора морала да узме у обзир и ове појаве.

Табела 5.2: Карактеристике електромотора, Извори: HPDM-180 - [H3X Tech.](#), EMRAX-268 - [EMRAX](#), AXM2 - [Beyond Electric](#)

ТИП	HPDM-180	EMRAX 268	AXM2
Произвођач	H3X Technologies Inc.	EMRAX	Beyond Electric
Димензије и маса			
Дужина	290 mm	94 mm	117 mm
Пречник	140 mm	268 mm	241 mm
Маса	13 kg	22 kg*	15,1 kg
Радна карактеристика			
Континуална/максимална снага	180 kW**	117 kW/210 kW	85 kW/135 kW
Континуални обртни момент	86 Nm	250 Nm	135 Nm
Континуална специфична снага	13,9 kW/kg	~ 5,32 kW/kg	5,63 kW/kg
Радни број обртаја континуалне карактеристике	20000 о/мин.	4500 о/мин.	6000 о/мин.
Максимална декларисана ефикасност	0.97	0.96	недоступан податак
Напомена			
Произвођач предвиђа рад и у генераторском режиму, а доступна је и верзија са интегралним планетарним редуктором.		Произвођач предвиђа рад и у генераторском режиму, као и редно везивање више ЕМ.	Произвођач предвиђа рад и у генераторском режиму, као и редно везивање више ЕМ.
*Конкретна вредност зависи од система хлађења			
**Максимална вредност за радни напон од 750 V			



Слика 5.3 Електромотор HPDM-180, Извор: [H3X Tech.](#)

Илустрације ради, ако је електрофенски подсклоп окарактерисан укупном специфичном снагом од 10 kW/kg, апроксимација његове масе може да се прикаже као:

$$\frac{N_{EG} + N_{el.mreza} + N_E}{N_{spE}} \approx \frac{(2 + \eta_e)N_{TE}}{N_{spE}} = \frac{2.9 \cdot 250kW}{10kW/kg} = 72.5 \text{ kg} \quad (5.5)$$

5.2 Оствариве промене перформанси борбене БПЛ

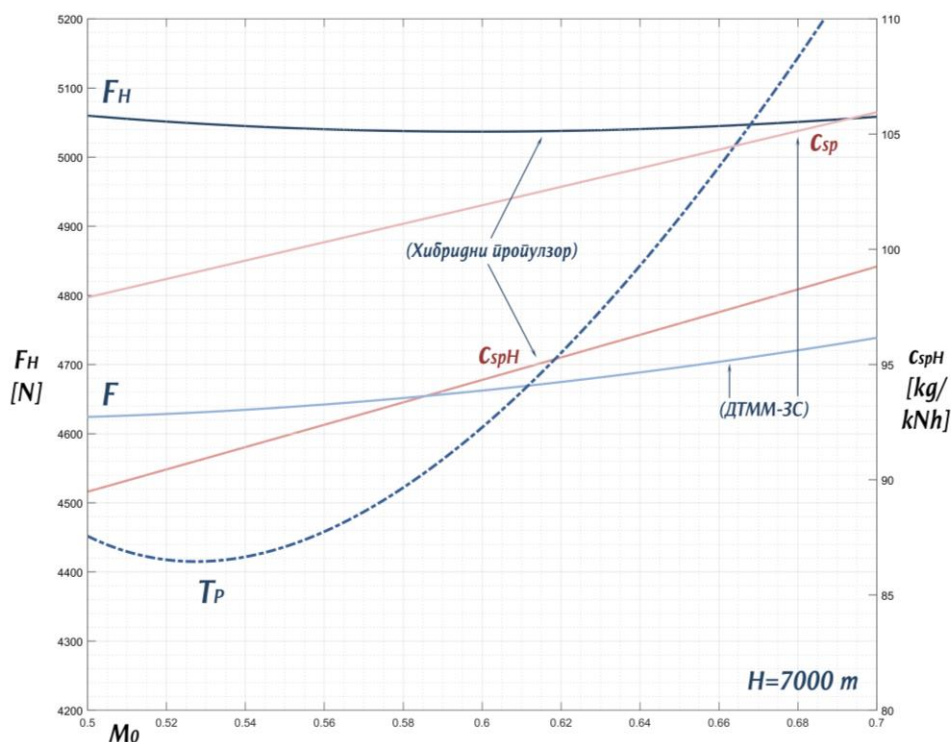
Као што је уводним одредбама описано, концептуалну анализу хибридне електрофенске групе заокружује кратка, али релевантна евалуација промена перформанси летелице опремљене дефинисаним хибридним пропулзором. Она је овде дата кроз приказ ситуације по питању потребног и расположивог потиска у околини задате радне тачке, а онда и преко анализе долета и трајања лета у претпостављеном задржавању у зони чекања, што представља режим лета од критичне важности за борбену БПЛ која је предвиђена за „loyal wingman“ улогу.

5.2.1 Потребан и расположив потисак

Дијаграмом на Слици 5.4 дата је промена потребног и расположивог потиска за концептуални хибридни пропулзор и летелицу, за ужи опсег Махових бројева лета, дакле брзинску околину разматране радне тачке, а почев од $M_0 = 0.5$, на $H_0 = 7000 \text{ m}$, што одговара раније задатим условима. Графичком интерпретацијом добијеног дијаграма, који за расположиви потисак суштински представља сегмент брзинске карактеристике пропулзора [4] долази се до следећих запажања:

- на основу раније усвојене масе и површине, а према прорачунатом потиску основног ДТММ-ЗС, расположиви потисак незнатно се разликује од потребног, као што је образложено под 5.1.1,
- хибридни пропулзор остварује већи потисак, што је разумно с обзиром на знатно увећање укупног масеног протока ваздуха кроз пропулзивни систем, али и нижу специфичну потрошњу горива, (у односу на основни ДТММ-ЗС, и прву алтернативу описану у 4.2) чак и на границама приказане области брзина лета, јер се у додатој електрофенској контури не реализује потпун ТДЦ – загревање ваздуха је само на рачун сабијања у електрофену,
- крива потребног потиска задата је за почетну усвојену масу летелице, без промене аеродинамичких карактеристика, што се компензује већом резервом потиска хибридног пропулзора за исти претпостављени радни режим основног мотора (исти масени проток горива и максималну температуру у циклусу – исти специфичан рад турбине гасогенератора, а самим тим и равнотежу момената на ротору основног мотора која подразумева непроменљивост броја обртаја и одржање кључних параметара термодинамичког циклуса), а ово се детаљније разматра код анализе долета и трајања

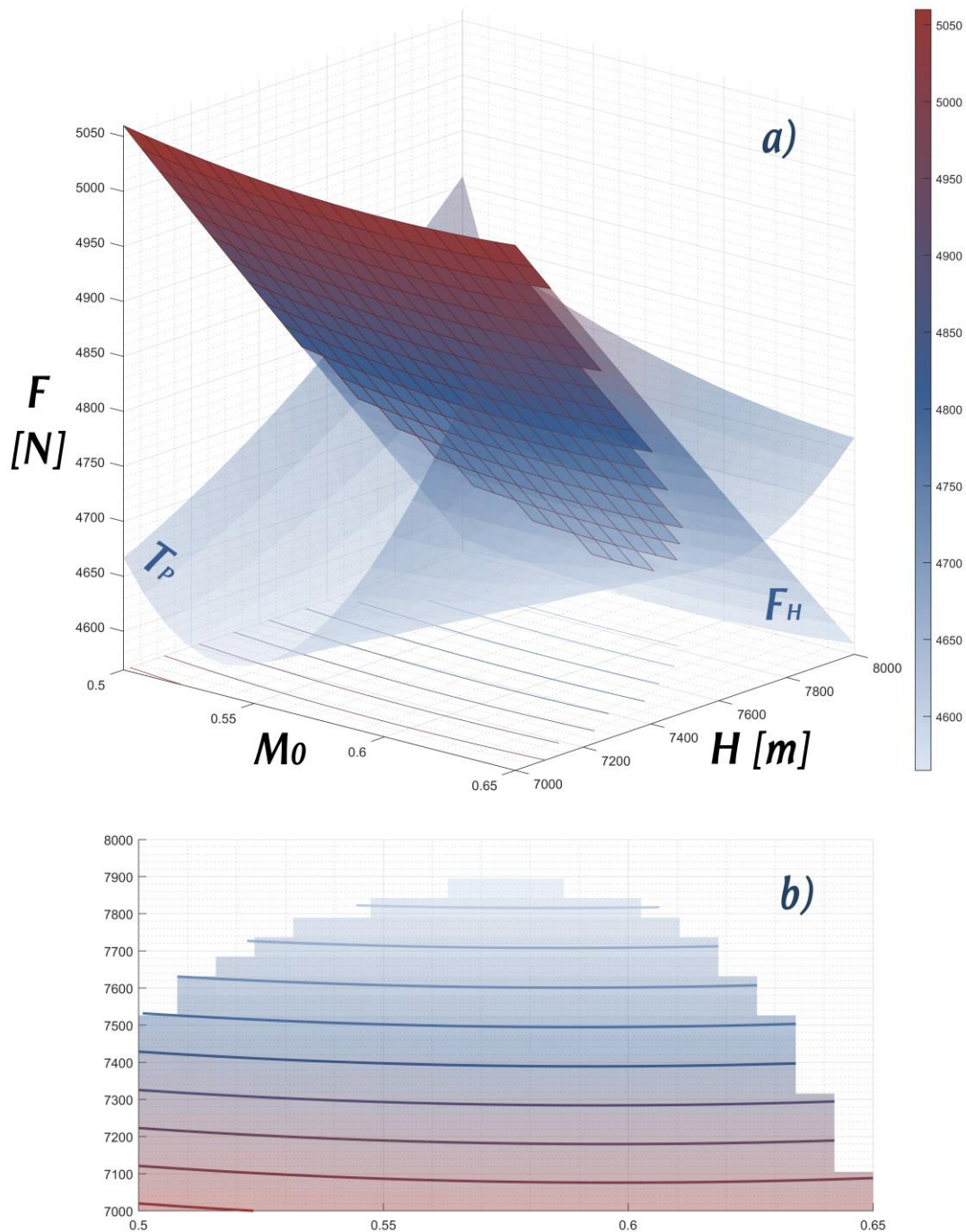
лета. Ипак, ако је маса електрофенског подсклопа урачуната у почетну масу летелице, а по првој апроксимацији из одељка 5.1.1 се при „укључењу“ електрофена не мења финеса, односно члан у изразу 5.1 који зависи од аеродинамичких квалитета, хибридни систем конципиран као пропулзор променљивог радног циклуса би поседовао веома корисну могућност критичне промене перформанси онда када је то потребно.



Слика 5.4 Потребан и расположив потисак у функцији Маховог броја

Примера ради, концептуална борбена БПЛ изводи лет једном константном брзином на некој висини, одржавајући радни режим погонске групе за потребну вредност потиска, нешто нижу од оне за максимални краткотрајни режим основног мотора. Нека се из било ког разлога у одређеном тренутку јавља потреба за извођењем маневра (нагла промена правца лета услед промене у оперативној ситуацији, избегавање уочене претње из ваздуха или са земље, праћење водећег ВнБА...), на пример: заокрета, пењања, или у енергетски најзахтевнијем случају пењућег заокрета, за које је обавезно обезбедити увећање узгонске силе кроз повећање брзине на путањи и/или коефицијента узгона. Узевши да су сви обртни елементи електрофенског подсклопа значајно мање инертни од ротора основног мотора, као и да је при покретању електромотора расположив његов максимални обртни момент, ХЕП аеродинамички интегрисан по одредбама из 5.1.1, брзо и ефикасно одговара на захтев траженог маневра.

Уколико се дијаграм са Сlike 5.4 прошири на један елемент радне области, криве расположивог и потребног потиска над њоме описују површи, што је приказано Сlikeм 5.5, за хибридну погонску групу. Овакав приказ података, осим већ описане брзинске, укључује и висинску карактеристику пропулзора.



Слика 5.5 Потребан потисак са расположивим хибридне погонске групе над делом радне области

Величина радне области одређена координатном равни је већ довољна да се губи прецизност одзива симулације, јер се параметри ТДЦ не могу сматрати константним у њеној целисти. График б) обележава тачке у којима хибридни пропулзор задовољава услов потребног потиска. Ипак, излазне вредности добро осликавају реално понашање пропулзора, па се из резерве потиска коју хибридна погонска група остварује и при варирању брзине и висине лета, као и на основу ранијих запажања закључује да је у делу приказане радне области лет могућ са нижом вредношћу специфичне потрошње горива, при већој брзини и висини, што може значајно да утиче на долет и трајање лета.

5.2.2 Долет и трајање лета

Неопходно је обратити пажњу на чињеницу да, иако су до сада термини задржавања (са максималним трајањем лета) и крстарења на појединим местима наизменично коришћени, они суштински нису једнаки. За све погонске групе важи да су режим максималног долета и најдужега трајања лета различити режими, али иако у разматраном случају постоји захтев за већим трајањем лета, остварени долет се притом не сме занемарити. Јасно је да се већим долетом може на пример, покрити већа ваздушна просторија у којој разматрана БПЛ изводи свој задатак. Исто трајање лета (при минималном потребном потиску, а максималном финесом) се остварује независно од висине лета (уз претпоставку да се специфична потрошња мало мења са висином), али се на већој висини максимална финеса постиже при већим вредностима Маховог броја лета, па расте и резултујући долет [9].

Елементарна количина горива утрошена у јединици времена једнака је:

$$T_P c_{sp} dt = -dm_{BPL} \quad (5.6)$$

Одавде се интеграцијом од почетне, укупне масе летелице, до крајње (када је потрошено расположиво гориво за разматрани сегмент долета) одређује трајање лета:

$$t = - \int_{m_1}^{m_2} \frac{dm_{BPL}}{T_P c_{sp}} = \int_{m_0 - m_g}^{m_0} \frac{dm_{BPL}}{T_P c_{sp}} \quad (5.7)$$

Аналогно изразу 5.6, пређени пут у јединици времена је:

$$dL = v_0 dt = -v_0 \frac{dm_{BPL}}{T_P c_{sp}} \quad (5.8)$$

односно остварени долет је одређен као:

$$L = - \int_{m_1}^{m_2} \frac{v_0 dm_{BPL}}{T_P c_{sp}} = \int_{m_0 - m_g}^{m_0} \frac{v_0 dm_{BPL}}{T_P c_{sp}} \quad (5.9)$$

Како се за различите комбинације услова лета и величине које фигуришу мењају, а у анализи зависе и од карактеристике пропулзора, тако је аналитичко решење горњих израза знатно компликовано. Употреба симулације која је и доведе представљала рачунски ослонац, за довољно мале временске интервале даје адекватне резултате.

Прорачун долета, односно трајања лета, вршен је по следећим поставкама:

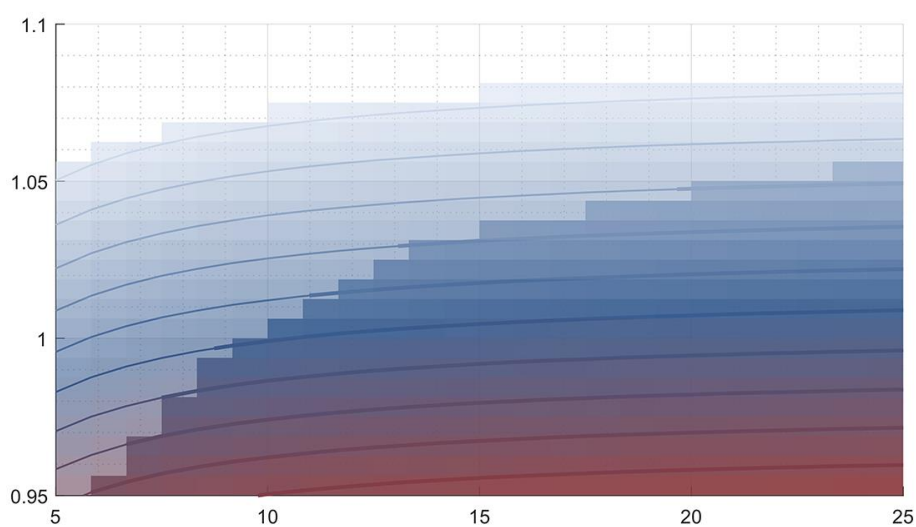
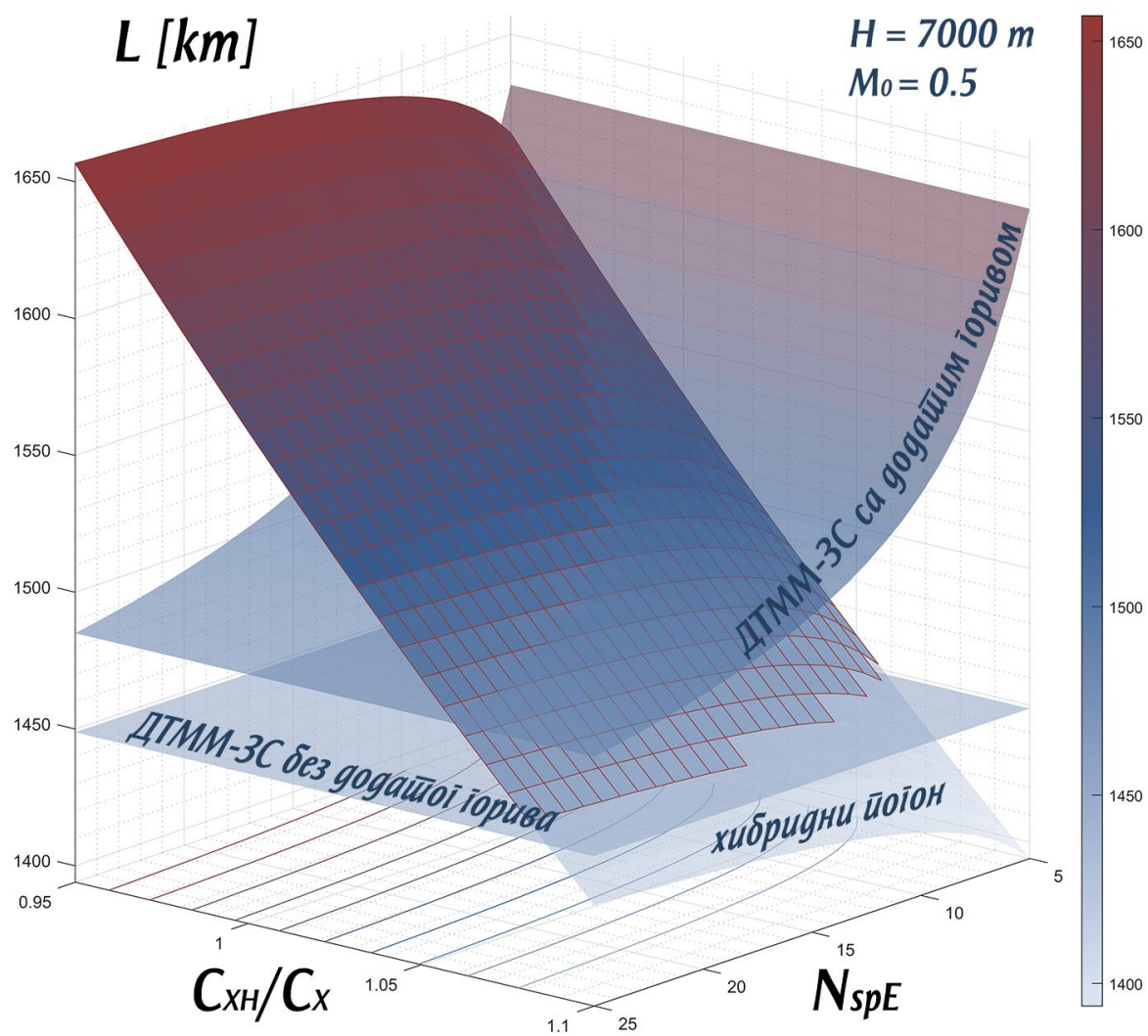
- реално време трајања сегмента лета дискретизовано је малим временским интервалом у коме се све величине сматрају константним, а на крају интервала ажурирају за резултујућу промену масе,
- то ће у случају задатих услова за извођење лета, а они подразумевају лет на константној висини и брзини, при чему се корекција путање врши малом променом нападном угла, значити да је вредност финесе занемарљиво различита на почетку и крају симулације, односно, за исту брзину лета смањивањем масе не долази до њене промене значајне за резултујуће трајање и долет,
- утрошак горива у временском интервалу једнак је утроску који одговара вредности специфичне потрошње за параметре ТДЦ задате поглављем 4 (за расположиву и прорачунату карактеристику пропулзора у радној тачки, а у реалности би утрошак био нешто мањи услед нижег режима рада који једновредносно одговара потребном потиску), што је адекватно упрошћење јер су маса и површина летелице већ прилагођени одређеним перформансама пропулзора,
- за благу варијацију висине и брзине лета, при чему се задржава радна карактеристика основног мотора, а ради искоришћавања остварених предности примене хибридног пропулзора, симулација обезбеђује и вредности које се односе на тако промењене летне услове,
- разматра се лет при расположивој количини горива од 1000 kg.

Из ове почетне вредности ради квалитетнијег поређења резултата проистичу три разматране варијанте:

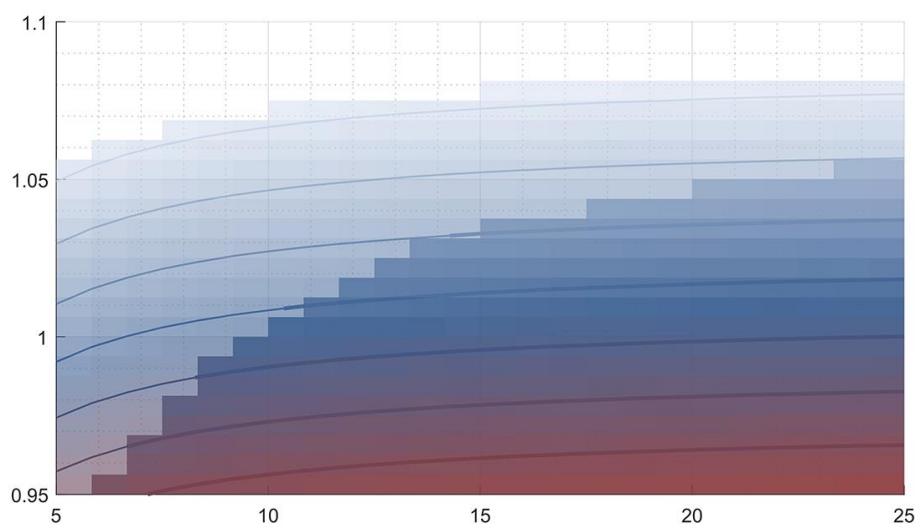
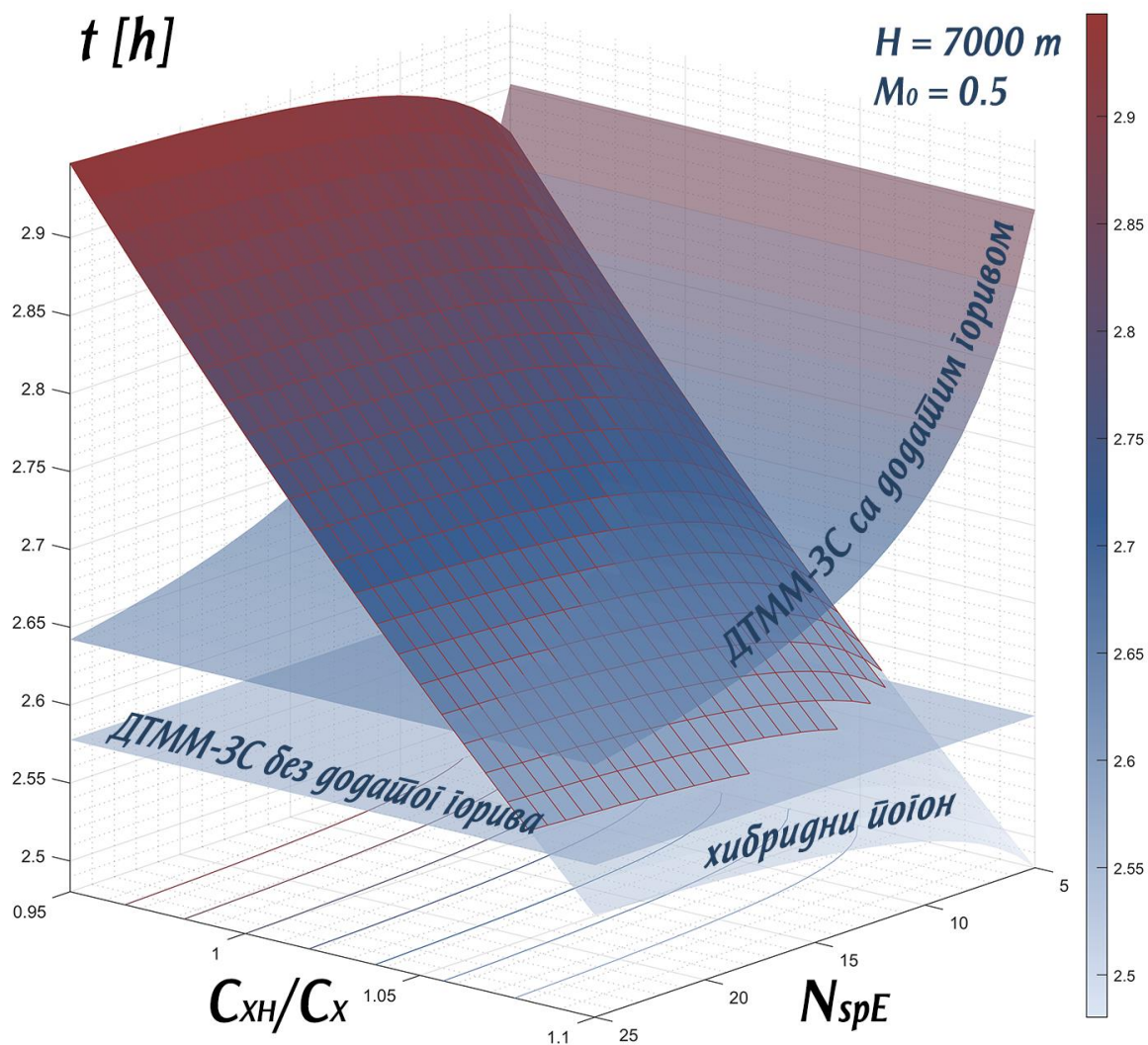
- 1) летелица је опремљена референтним конвенционалним пропулзором а лет изводи са задатом количином горива;
- 2) погонска група је иста као за први случај, али је расположива количина горива увећана за вредност која одговара додатној маси због уградње електрофенског система;
- 3) летелица је опремљена хибридном електрофенском погонском групом, чија је маса изражена преко ефективне специфичне снаге свих електричних елемената и задаје се као увећање почетне масе летелице, а варира се и очекивана промена аеродинамичких квалитета (од позитивне, где постојање електрофена благо доприноси увећању финесе, до негативне, јер већи попречни пресек изазива значајан пораст отпора); лет се изводи са задатом количином горива.

Поређење између хибридне и конвенционалне погонске групе даје се за два случаја, једним тако да се лет врши на истој брзини и висини, а другим у коме хибридно погоњена БПЛ лет изводи при нешто већој брзини и висини, као што је претходно описано. У другом случају пореде се само друга и трећа варијанта. Координатна равна над којом се описују површи које представљају вредност долета и трајања лета, задата је осама које дефинишу увећање отпора (као претпостављени однос коефицијената отпора за хибридную летелицу и за „чисту“ конфигурацију описану поларама из 5.1.1) и увећања масе у функцији специфичне снаге електрофенског пропулзивног подклопа, за његову задату снагу. Такође, приказана је и корисна област дефинисане координатне равни, тако да јаче освенчена поља пореде летелицу са хибридном и летелицу са конвенционалним погоном и додатим горивом, а слабије освенчена пореде хибридни и конвенционални систем, тако да је увећана маса само празне хибридно погоњене БПЛ.

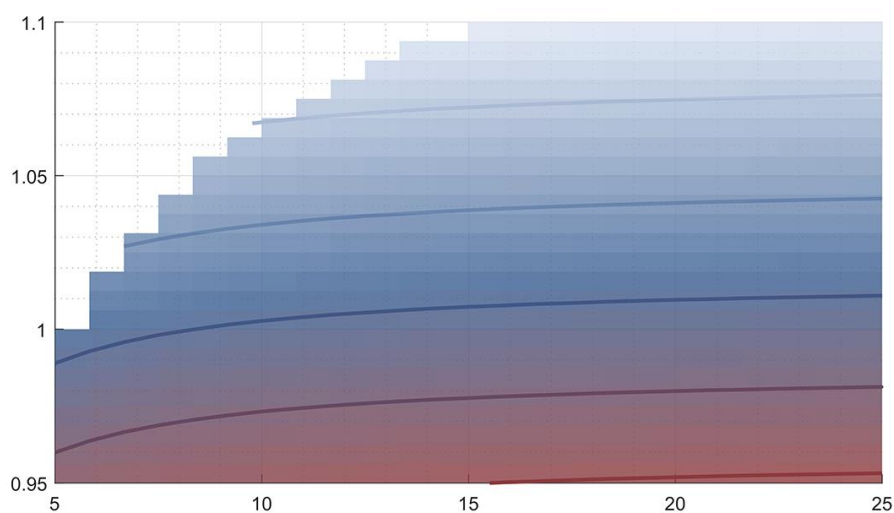
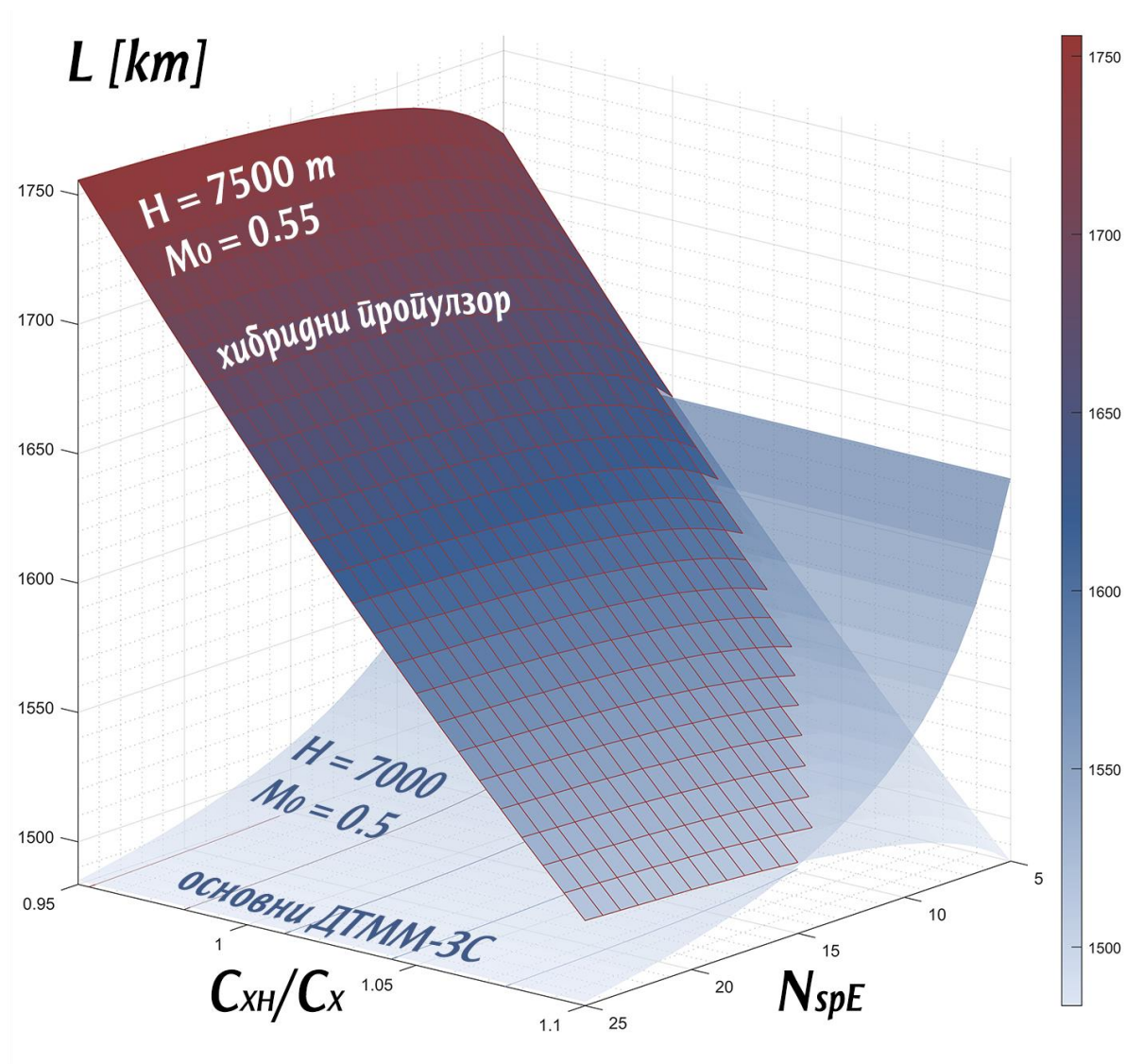
Дијаграмима на Сликама 5.6а и 5.6б, на наредним странама, приказане су добијене вредности за први, а Сликама 5.6в и 5.6г за други случај.



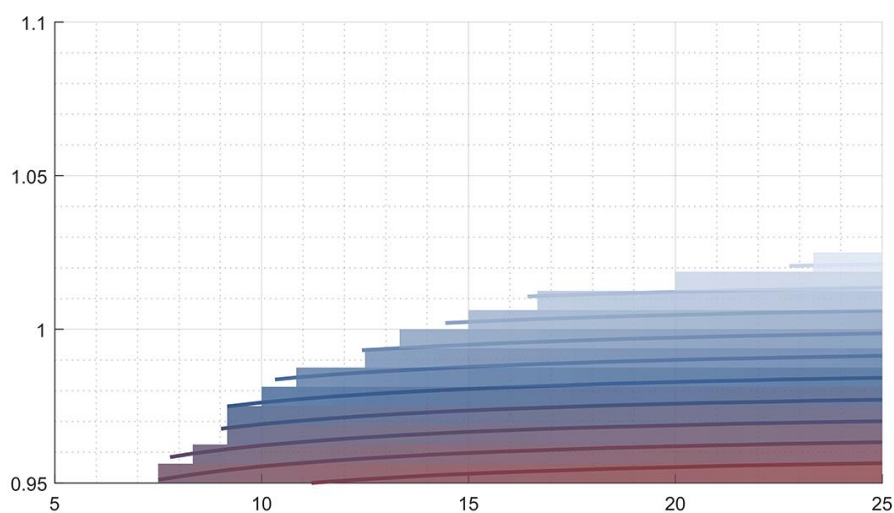
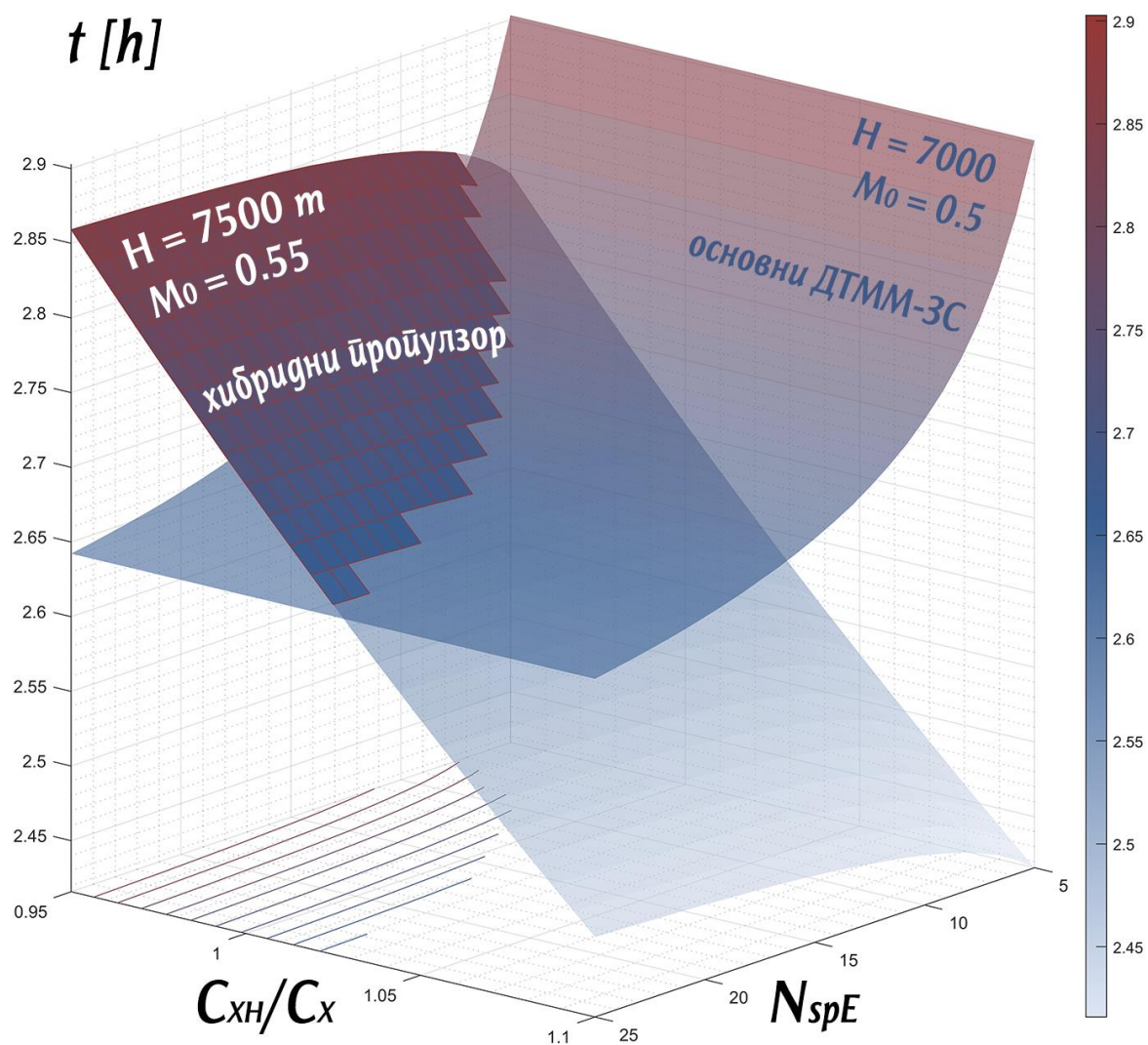
Слика 5.6а Први случај долета



Слика 5.66 Први случај трајања лета



Слика 5.6в Други случај долета



Слика 5.6г Други случај трајања лета

5.2.3 Дискусија

Сагледавањем добијених резултата долази се до следећих примедби:

- ХЕП за исту брзину и висину лета (а то подразумева непотпуно искоришћење његових особина) у широкој области варираних параметара од утицаја на перформансе, остварује мали, али незанемарљив позитиван утицај на долет и трајање лета, а ефекат се по питању долета значајно увећава ако се, уз установљену већу резерву потиска којом је хибридни пропулзор окарактерисан, при истом радном режиму основног мотора, лет изводи на већим висинама и брзинама;
- природно, у другом случају, по величини се удаљавају корисна поља за долет и трајање лета, али још увек постоји зона у којој се побољшања истовремено остварују, што се не сме схватити једноставном математичком везом између пређеног пута и времена јер специфична потрошња горива као квалитативни дескриптор пропулзора није у реалном случају независна ни од брзине, ни од висине лета;
- иако у поређењу друге и треће варијанте специфична снага електричног система има доминантан утицај на област у којој је оправдана примена хибридног система, тамо где се њих две изједначавају, хибридни пропулзор и даље троши мању укупну количину погонског средства, што такође треба узети у обзир;
- варирана специфична снага задата је кроз одређен број вредности који сам по себи не говори пуно о квалитетима електричног дела система, али, ако се сагледа приказано у одељку 5.1.2, један део њих је остварив и у садашњем тренутку, а остале представљају тежњу у будућем технолошком напретку.

Уочена побољшања нису занемарљива, али немају ни прекретни карактер. Потребно је овде поново обратити пажњу на чињеницу да је за рад електрофенског подкслопа издвојена јако мала, безбедно уведена и процењена вредност снаге, па се по изнетом може предвидети да би њено повећање изазвало и веће позитивне промене перформанси пропулзора (и летелице), до неког лимита, ако се будућим развојем савладају важећа техничка ограничења. На крају, потпуно вредновање целокупног садашњег концепта, али и будућег (вишег степена хибридизације), је могуће само уколико се у ширу анализу уведу и промене неких других физичких појава које прихватљиво једноставном математичком анализом није могуће квалитетно описати, а делом се на пример, тичу смањења буке или топлотног одраза летелице.

6. ЗАКЉУЧАК

У овом раду размотрен је један концепт хибридне електрофенске погонске групе, предвиђене за примену на борбеној беспилотној летелици. Сагледавањем тренутних активних пројеката борбених беспилотних летелица препознате су кључне карактеристике ове класе летелица и идентификовани трендови у развоју. Поред тога, извршена је и евалуација актуелних истраживања у области електрификоване ваздухопловне пропулзије, могућих архитектура хибридних пропулзивних система, њихових кључних предности и техничких ограничења, на основу чега је извршен избор архитектуре која погодује претпостављеној примени, а која је оцењена и као технички најизвеснија у складу са тренутним достигнућима на пољу развоја електричног ваздухопловног погона. Изабрана делимично турбоелектрична архитектура реализована је на једном конвенционалном ваздухопловном пропулзору, а дат је и осврт на исту као на могуће решење за пропулзор променљивог радног циклуса. Приказане су и енергетске везе између елемената и начин на који се обезбеђује снага потребна за рад електрофенског дела пропулзивног система. Ради прорачуна перформанси хибридне погонске групе самостално је формирана рачунарска симулација, па рад пружа и њено образложење са математичком основом. Моделован је термодинамички циклус пропулзора, за основни мотор као и за електрични део система, па су прорачунате основне перформансе за једну радну тачку, али дат и приказ њихове промене у ужој радној области – околини те тачке.

Модел пропулзора увезан је са моделом БПЛ датим преко аеродинамичких и габаритних карактеристика, усвојеним са претпоставком да је радна тачка задата за рад пропулзора у летним условима који описују њен најчешћи режим лета – задржавања у зони очекивања, а који пружа могућност прелиминарног вредновања перформанси које остварује хибридни електрофенски пропулзор, зависно од њиховог утицаја на перформансе летелице у целини. Кроз анализу су препознати и образложени поједини појмови и појаве који су предмет савремених истраживања електрификованих ваздухопловних пропулзорских уређаја, а претежно се тичу механичке независности рада енергетског језгра система – турбомотора потиска или снаге и електричних пропулзивних елемената, дистрибуираности пропулзивне силе ради постизања аеродинамичких побољшања спреге летелица-пропулзор, ефикасности електричних машина. Такође, садржај рада и његови резултати нуде практичан и упрошћен поглед

на реализацију хибридног електрофенског пропулзора као пропулзора променљивог радног циклуса, са већим нивоом једноставности у односу на агрегате који до сада представљају погонске уређаје ове класе, а део су веома лимитираног домена рада у предметном научном пољу, тренутно намењеног за најсофистицираније, најскупље и најсложеније ваздухопловне борбене платформе. Уз постојећа ограничења и разумна уведена поједностављења проблема, резултати рада показују да је изабрани концепт технички остварљив у оквиру задатих претпоставки и да даје основу за будуће детаљније пројектовање, оптимизацију и у крајњој инстанци, експерименталну верификацију. Рад тиме доприноси развоју области истраживања хибридно погоњених борбених беспилотних летелица, али и ваздухопловних апарата уопште, кроз јасан, нумерички поткрепљен модел, који може да се развија даље ка реалнијим моделима предметног типа пропулзора.

Формирана математичко-рачунарска симулација пружила је користан алат за прелиминарни прорачун перформанси разматраног концепта хибридног електрофенског погона, па услед тога поставља основу за разматрање и другачијих хибридних архитектура и начина интеграције електричних и конвенционалних елемената ваздухопловних пропулзора у јединствен погонски агрегат. Резултати показују да су мала, али незанемарљива побољшања карактеристика могућа, чак и ако су и почетне вредности параметара од утицаја процењене на безбедном нивоу, тако да арбитарно не узрокују позитиван исход прорачуна. Иако постоји доста простора за њено развијање, по физикалности ваздухопловних пропулзора као аеротермодинамичких, а овде и електричних машина, не очекује се да коришћење значајно напреднијег модела пропулзора (који би на пример, урачунао познате радне карактеристике елемената пропулзивног кола или симулирао нестационаран рад мотора) пружи резултате који се суштински разликују од овде добијених и представљених. По томе, нарочита пажња у будућем раду на теми треба да буде усмерена ка аеродинамичкој оптимизацији летелице која је планирана за интеграцију хибридног електрофенског погона, а ради максималног искоришћавања описаних ефеката. Осим тога, а нимало важније, је истраживање и развој елемената електричног система, јер се њиховим квалитетима директно успоставља граница и мера електрификованости хибридног погона. Напоследку, изложеном концептуалном анализом оправдавају се и мотивишу даља напрезања у предметној, веома актуелној, и области усмереној ка будућности ваздухопловне пропулзије.

Литература

- [1] Schoemann, J., Hornung, M. (2013). *Design of hybrid-electric propulsion systems for small unmanned aerial vehicles*. 5th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), Munich, Germany.
- [2] Rendón, M.A., и др. (2021). *Aircraft Hybrid-Electric Propulsion: development Trends, challenges and opportunities*. Journal of Control Automation and Electrical Systems, 32(5), pp. 1244-1268. doi.org/10.1007/s40313-021-00740-x.
- [3] National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine (2016). *Commercial Aircraft Propulsion and Energy Systems Research: Reducing Global Carbon Emissions*. Washington, DC: The National Academies Press.
- [4] Фотев, В. (2011). *Ваздухопловни пропелзори: практикум*. Београд: Машински факултет
- [5] Martin, H., (2012). *Electric Flight - Potential and Limitations*. Energy Efficient Technologies and Concepts of Operation, Lisbon, Portugal.
- [6] Zenkner, S., и др. (2024). *Variable Cycle Engine Concepts and Component Technologies—An Overview*. ASME. J. Eng. Gas Turbines Power. May 2025; 147(5): 051004. doi.org/10.1115/1.4066779
- [7] Kurzke, J. (2010). *The Mission Defines the Cycle: Turbojet, Turbofan and Variable Cycle Engines for High Speed Propulsion*. NATO Science and Technology Organization.
- [8] Lampropoulos, N., и др. (2025). *On the Aerodynamic Performance of a Blended-Wing-Body, Low-Mach Number Unmanned Aerial Vehicle*. Fluids, 10(3), 54. MDPI doi.org/10.3390/fluids10030054
- [9] Рендулић, З. (1987). *Механика лета*. Београд: Војноиздавачки и новински центар
- [10] Вукосавић, С. Н., (2010). *Електричне машине*. Београд: Електротехнички факултет, Академска мисао
-

Други извори:

Слика 2.1 и Табела 2.1: Информације и фотографије преузете са веб-презентација произвођача:

<https://www.kratosdefense.com/unmanned-systems/air/uncrewed-tactical-aircraft/xq-58a>,
<https://www.boeing.com/defense/autonomous-and-unmanned-systems/mq-28-ghost-bat>,
<https://www.tusas.com/en/products/uav/operative-strategic-uav-systems/anka-III>,
<https://baykartech.com/en/press/direct-hit-on-first-strike-from-bayraktar-kizilelma/>,

приступљено: 29. мај 2026. године

Слика 2.2: National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine. (2016), стр. 52

<https://www.nationalacademies.org/read/23490>

Слика 2.3: Hepperle, M., (2012), стр. 12

Слика 2.5: Фотографија преузета са веб-презентације; Zenkner, S., и др., (2024), стр. 2

<https://www.nationalmuseum.af.mil/Visit/Museum-Exhibits/Fact-Sheets/Display/Article/195766/>, приступљено: 04. јун 2026. године

Слика 5.1: Lampropoulos, N., и др., (2025), стр. 10

Табела 5.2 и Слика 5.3: Подаци и фотографија преузети са веб-презентација произвођача:

<https://www.h3x.tech/products/hpdm-180>, (фотографија),
<https://emrax.com/emotors/emrax-268/>, <https://www.beyondmotors.io/e-motors>,

приступљено: 05. јул 2026. године

Биографија

Вукан Стевановић рођен је 24. децембра 2001. године у Врању, Република Србија. Основну и средњу школу, Гимназију „Бора Станковић“ на природно-математичком смеру похађао је у родном граду, а обе је завршио са одличним успехом. Школовање на основним академским студијама започео је 2020. године, на Војној академији Универзитета одбране у Београду, студијском програму Војномашинско инжењерство – модул Ваздухоплови и ваздухопловни мотори, а завршио 2024. године са просечном оценом 9,71. Дипломски рад под називом „*Прорачун перформанси надзвучне летелице*“ одбранио је у августу исте године са оценом десет. Током студија је похваљиван од стране начелника Војне академије и ректора Универзитета одбране.

По завршетку основних академских студија произведен је у чин потпоручника техничке службе, а од септембра 2024. године је запослен у Војсци Србије, на војном аеродрому „Пуковник – пилот Миленко Павловић“ у Батајници, где се у саставу 204. ваздухопловне бригаде ангажује у процесу одржавања ваздухоплова и ваздухопловнотехничких средстава. Наставио је школовање на Војној академији, уписавши мастер академске студије на студијском програму Војномашинско инжењерство, школске 2024/2025. године.

Студент чита, пише, и говори енглески језик, а из француског језика поседује основни ниво знања. Добитник је „Доситеје“, стипендије Фонда за младе таленте Министарства науке, технолошког развоја и иновација којом се награђују најбољи студенти високошколских установа чији је оснивач Република Србија.