

МИНИСТАРСТВО ОДБРАНЕ

УНИВЕРЗИТЕТ ОДБРАНЕ

ВОЈНА АКАДЕМИЈА



МАСТЕР РАД

ТЕМА:
ОПТИМИЗАЦИЈА ПЕРФОРМАНСИ БЕСПИЛОТНЕ
ЛЕТЕЛИЦЕ У КАРАКТЕРИСТИЧНИМ РЕЖИМИМА ЛЕТА
ЕКСПЕРИМЕНТАЛНИМ ИЗБОРОМ ЕЛИСЕ

Студент

поручник

Немања З. Ристић, дипл. инж.

Ментор

потпуковник, доцент

др Марјан Додић, дипл. инж.

Београд, 2026. године

Садржај:

1. УВОД.....	3
2. ТЕОРИЈСКО – МЕТОДОЛОШКА ОСНОВА ИСТРАЖИВАЊА.....	7
2.1. Проблем истраживања	7
2.2. Предмет и циљ истраживања	8
2.3. Хипотезе истраживања	9
2.4. Методе истраживања.....	9
3. ТЕОРИЈСКЕ ОСНОВЕ	10
3.1. Перформансе летелице.....	10
3.1.1. Режим максималне брзине лета	10
3.1.2. Режим максималног долета	10
3.1.3. Режим најдужега трајања лета.....	11
3.2. Елиса	11
3.2.1. Геометријске карактеристике елисе	12
3.2.2. Аеродинамички коефицијенти елисе	13
3.2.3. Теорије елисе	13
4. ЕКСПЕРИМЕНТАЛНА ИСПИТИВАЊА ПОГОНСКОГ СИСТЕМА	16
4.1. Опис испитиваног погонског система	16
4.2. Опис опитног стола и мерне опреме.....	18
4.3. Опис аеротунела Т-32	20
4.4. Статичка испитивања погонског система	21
4.4.1. Начин и ток извршења испитивања.....	21
4.4.2. Избор елиса за динамичка испитивања.....	26
4.5. Динамичка (аеротунелска) испитивања	26
4.5.1. Начин и ток извршења испитивања.....	26
4.5.2. Обрада резултата динамичких (аеротунелских) испитивања	28
5. ПРОРАЧУН КАРАКТЕРИСТИЧНИХ РЕЖИМА ЛЕТА АПРОКСИМАТИВНОГ МОДЕЛА ЛЕТЕЛИЦЕ.....	39
5.1. Апроксимативни аеродинамички модел беспилотне летелице кратког долета	39
5.1.1. Основни параметри летелице.....	39
5.1.2. Облик поларе	40
5.2. Прорачун потребне вучне силе и снаге	40
5.2.1. Потребна вучна сила	40
5.2.2. Потребна снага	41
5.3. Прорачун карактеристичних режима лета	42
5.3.1. Минимална брзина лета.....	42
5.3.2. Минимална потребна вучна сила – максимални долет	42

5.3.3. Минимална потребна снага – максимално време лета	43
6. ОДРЕЂИВАЊЕ РАДНИХ ТАЧАКА ПОГОНСКЕ ГРУПЕ	44
6.1. Принцип одређивања радних тачака	44
7. АНАЛИЗА ЕКСПЕРИМЕНТАЛНИХ И ПРОРАЧУНСКИХ РЕЗУЛТАТА.....	46
7.1. Анализа енергетске ефикасности погонске групе.....	46
7.1.1. Пропулзивна ефикасност система	46
7.1.2. Анализа утрошене енергије.....	47
7.1.3. Анализа оствареног обртног момента.....	48
7.2. Анализа изабраних карактеристичних режима лета	49
7.2.1. Анализа режима максималне брзине лета	49
7.2.2. Анализа режима максималног долета	51
7.2.3. Анализа режима максималног трајања лета	53
8. ДИСКУСИЈА И ОДАБИР ОПТИМАЛНЕ ЕЛИСЕ.....	55
8.1. Поређење резултата експерименталних испитивања.....	55
8.1.1. Статичка испитивања.....	55
8.1.2. Динамичка испитивања	56
8.2. Разлог одређивања радних тачака система	56
8.3. Одабир оптималне елисе.....	57
8.3.1. Дефинисани критеријуми одабира елисе.....	57
8.3.2. Упоредна анализа	57
8.3.3. Коначни одабир елисе.....	58
9. ЗАКЉУЧАК.....	59
ЛИТЕРАТУРА.....	61
ПРИЛОГ А: АЕРОТУНЕЛСКО ИСПИТИВАЊЕ МОТОРА „AXI 4130/20 GOLD LINE V3 BLDC“ СА ЕЛИСОМ 17 x 13.....	64
ПРИЛОГ Б: АЕРОТУНЕЛСКО ИСПИТИВАЊЕ МОТОРА „AXI 4130/20 GOLD LINE V3 BLDC“ СА ЕЛИСОМ 18 x 11.....	77
ПРИЛОГ В: ПРОРАЧУНАТЕ ВРЕДНОСТИ ПОТРЕБНЕ ВУЧНЕ СИЛЕ И СНАГЕ ЗА ПОСМАТРАНЕ БРЗИНЕ ЛЕТА.....	89

1. УВОД

Идеја о достизању небеских висина постоји колико и човек. Од митских прича до првих правих научних достигнућа прошло је више хиљада година, а сама замисао досегла је неслућене висине у свом развоју у последњих сто двадесет година. Од првог званично успешног лета браће Рајт 1903. године до данашњег дана, ваздухопловне конструкције доживеле су бројне промене. Промене се огледају у свим сегментима, почевши од саме структуре летелица, материјала који су употребљени, погонских група, а на крају и од тога да ли летелицом управља пилот док је у њој или је иста даљински пилотирана, а може бити чак и у потпуности аутономна.

Даљински пилотиране летелице настале су као последица тежње за смањењем угрожавања људских живота приликом извршавања опасних летачких задатака. Иницијална намена била је у војне сврхе чија је тежња била за креирањем средстава које ће успешно извршавати обавештајно – извиђачке задатке са високим ризиком. Временом се та сфера употребе проширила и на цивилни сегмент који обухвата примену у пољопривредној, геодезијској, грађевинској и филмској индустрији, трагању и спасавању, а због своје тренутне приступачности оне се често могу срести и у кућној употреби. Постојање беспилотних летелица показало је да је могуће извршавати веома сложене задатке, чак и ако се летелицом управља посредно.



Слика 1. Беспилотна летелица српске производње „Пегаз“, извор:

https://www.mod.gov.rs/multimedia/image/2025/Septembar/10/22599/5_1758015349.jpg

Са потребом да се област њихове примене што више прошири, дошло је и до потребе за новим идејним решењима у пројектовању и конструкцији самих летелица. Напредовање у

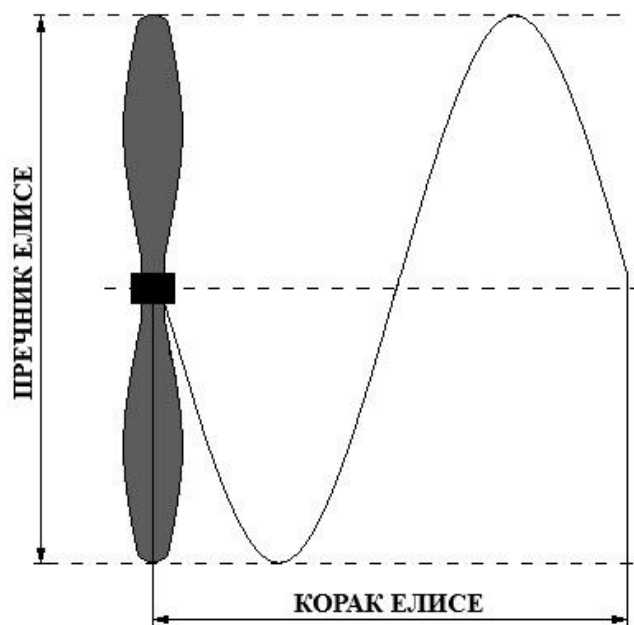
области телекомуникација, системима аутоматског управљања и електричних погонских група условило је и рапидну експанзију конструкција беспилотних летелица. Прва идејна решења овог типа летелица представљала су једноставне ваздухопловне конструкције са недовољно добрим перформансама. Даљим развојем свих сегмената дошло се до тога да су савремене беспилотне летелице сложени системи опремљени бројним специјализованим уређајима који омогућавају летелици да извршава задатке са минималним учешћем оператера.

Индустрија електричних погонских система знатно је утицала на развој беспилотних летелица. Оне су у почетку биле ограничене долетом и носивошћу управо због тога што погонска група није била у стању да испоручи довољну снагу, а да њене димензије не прелазе дозвољене како би уопште могла бити интегрисана у систем. Данашњи електрични погонски системи сачињени су од батерија са великим енергетским капацитетом чиме омогућавају достизање много бољих перформанси од њихових претходница. Важно је нагласити да поред поменутих погонских система постоје и беспилотне летелице које су погоњене класичном, клипно – елисном погонском групом, као што је летелица представљена на слици 1. Иако летелице погоњене моторима са унутрашњим сагоревањем обезбеђују већу аутономију лета, због повећаног степена буке њихова употреба остаје ограничена.

Иако су знатно напреднији, погонски системи представљају непресушан извор оптимизације. Увек је потребно остварити већи долет, или трајање лета, омогућити већу носивост, остварити већу максималну брзину, или једноставно смањити масу целокупне летелице. Из тог разлога је јако важно сагледати погонски систем кроз посебне конструкцијске сегменте и могућност оптимизације истих. Он се састоји од електромотора, елисе и батерија, као и бројних интегрисаних система и сензора који су намењени за праћење параметара мотора. Електромотори, батерије и елисе се добијају као готови фабрички сегменти, али њихова усклађеност зависи искључиво од одлука пројектаната. Приликом пројектовања летелице, а на основу тактичко-техничких захтева које она мора задовољити, врши се одабир електромотора и батеријског пакета који ће погонити исту. Наравно, за генерисање потисне или вучне силе неопходно је одабрати и адекватну елису. Избор елисе представља једну од најбитнијих фаза током пројектовања летелице, јер од тога непосредно зависе перформансе, као и енергетска ефикасност система.

Елиса је аеродинамичка компонента у погонском систему летелице која својим радом претвара обртни момент мотора у вучну или потисну силу. Карактеристичне димензије елисе као што су пречник, корак, али и аеропрофил и број лопатица знатно утичу на то

колико ће сила бити генерисана, као и какво ће бити понашање летелице на карактеристичним режимима лета. Исте елисе различитих димензија могу знатно утицати на то какве ће перформансе летелица остварити.



Слика 2: Приказ основних димензија елисе

У наставку рада биће извршено сагледавање перформанси беспилотне летелице на карактеристичним режимима лета. У поглављу теоријско – методолошка основа истраживања биће представљени проблем, предмет и циљ истраживања, као и методолошке основе истраживања.

У оквиру теоријских основа, посебан осврт биће направљен на перформансе летелице, карактеристичне режиме лета и једначине за њихово израчунавање код класичне погонске групе, са акцентом на немогућност примене једначина на електричну погонску групу. У поменутом поглављу посебно ће бити објашњена елиса, њена намена, поделе, као и геометријске и аеродинамичке карактеристике, али и њен утицај на то у којој мери ће се одређене перформансе остварити.

Даљи ток рада бавиће се извршеним експерименталним статичким и динамичким испитивањима са погонским системом који се састоји од електромотора „AXI 4130/20 GOLD LINE V3 BLDC“, литијум – јонског батеријског пакета произвођача „TELIT POWER“ и двокраких карбонских елиса произвођача „AERONAUT CAM FOLDING“ различитих димензија корака и пречника представљених у инчима. У оквиру овог сегмента биће објашњен ток и услови испитивања, док ће добијени подаци бити представљени табеларно, а путем дијаграма показатељи понашања погонске групе.

Након овога, биће извршен аналитички прорачун перформанси беспилотне летелице на карактеристичним режимима лета, где ће посебно бити наглашене једначине путем којих су се оне израчунавале. Пре области у којој су извршене анализе експерименталних и прорачунских резултата, биће дефинисане радне тачке система, а у циљу успешног повезивања података добијених експерименталним и прорачунским путем.

При крају рада биће извршена дискусија добијених резултата. У оквиру овог поглавља посебно ће бити наглашен најповољнији одабир елисе одређеног корака и пречника по достизању жељених перформанси на карактеристичним режимима лета.

На самом крају рада биће донесен закључак о томе у којој мери је могуће оптимизовати перформансе беспилотне летелице експерименталним одабиром елисе, са посебним наглашавањем ограничења у току рада.

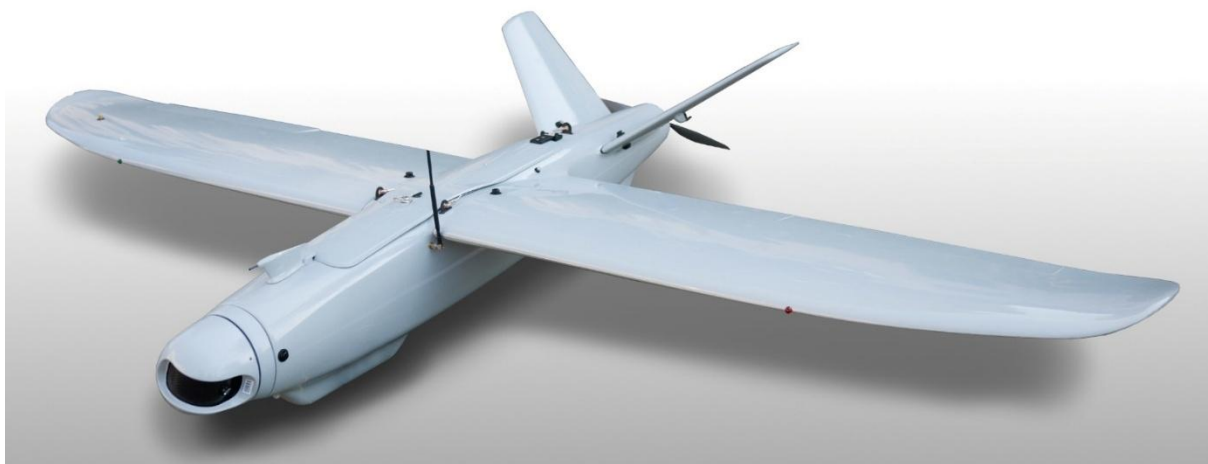
Циљ рада јесте дефинисање методологије при оптимизацији перформанси, али и давања предлога за унапређење будућих истраживања.

2. ТЕОРИЈСКО – МЕТОДОЛОШКА ОСНОВА ИСТРАЖИВАЊА

У оквиру овог поглавља биће сагледаван проблем истраживања кроз предмет, циљеве, методе и технике истраживања. Такође, биће дат преглед савремених технолошких и техничких достигнућа у пројектовању беспилотних летелица.

2.1. Проблем истраживања

Као што је већ речено, нова техничко-технолошка решења и њихова примена на лаким ваздухопловним платформама условило је експанзију примене беспилотних летелица. Обзиром да су настале са намером да се користе у ситуацијама високог ризика, посебну сврху остварују у војном сектору широм света. Први системи са овом наменом почели су да се развијају још почетком 20. века, али са смањеном оперативном применом. Даљим развојем електронских компоненти и система аутоматског управљања добијени су технолошки системи који су омогућавали даљинско управљање средствима у ваздуху. У почетку је намена била за прикупљање података, да би се касније добиле летелице које могу носити одређена експлозивна средства, али и летелице чија је улога да изврше своје дејство самоуништењем. Посебна примена ових летелица може се видети у савременом ратовању. Сукоб у Украјини, као и сукоби на Блиском истоку показали су да беспилотне летелице више нису помоћна, већ су постала основна средства у ратовању.



Слика 3: Беспилотна летелица „Лелека – 100“, извор:

[https://wikitanks.com/images/6/6f/Leleka-100 UAV%2C Kyiv 2021%2C 20.jpg](https://wikitanks.com/images/6/6f/Leleka-100_UAV%2C_Kyiv_2021%2C_20.jpg)

Дијапазон употребе креће се од извиђања и прикупљања података до прецизних напада, али и напада великог домета. Различитим стратегијама показало се да за успешно дејство по непријатељским редовима више није потребно ризиковати људске животе и скупотену технику, већ је исти ефекат могуће достићи и беспилотним летелицама јефтине израде.



Слика 4: Беспилотна летелица „Зала Ланцет“, извор:

<https://www.fab.com/listings/26f0de12-4b70-4372-a660-783a30416e7d?lang=it>

Поменута средства састоје се из електричних и електронских компоненти, док обим присутности компоненти може варирати у зависности од намене средства. Најважнија електрична компонента свакако јесте електромотор који представља део погонског система код ових летелица. Намена електромотора је да електричну енергију добијену од батеријског пакета претвори у механичку енергију која покреће елисе. Приликом пројектовања летелице, битан сегмент јесте одабир електромотора и батеријског пакета, јер од њихових карактеристика директно зависи колику аутономију лета средство може поседовати. Обзиром да су ово компоненте које се добијају као готови фабрички производи, битно је сагледати шта је могуће оптимизовати у погонском систему, а у циљу добијања летелице са што бољим перформансама. Погонски систем беспилотних летелица састоји се од безчеткастог електромотора, батеријског пакета, електронског регулатора брзине, елисе и управљачког софтвера. Из наведеног може се увидети да ће најлакша оптимизација бити извршена променом и испитивањем елиса различитих димензионих величина и праћењем карактеристичних параметара на различитим режимима лета. Овим је установљен и сам проблем истраживања, а то је да ли је могуће и којој мери извршити оптимизацију перформанси беспилотне летелице експерименталним избором елисе.

2.2. Предмет и циљ истраживања

Предмет истраживања јесте оптимизација перформанси беспилотне летелице која би била извршена експерименталним одабиром елисе. Експериментални подаци добијени су

статичким и динамичким испитивањима у лабораторијским условима, док је сам одабир вршен анализом истих. Како би анализа била што комплетнија, сагледавани су карактеристични режими лета, али су и одређене радне тачке система у циљу што прецизнијег сагледавања резултата. Циљ истраживања је усвајање методолошког поступка оптимизације перформанси на карактеристичним режимима лета експерименталним одабиром елисе.

2.3. Хипотезе истраживања

Главна хипотеза истраживања:

- могуће је оптимизовати перформансе беспилотне летелице експерименталним одабиром елисе тј. могуће је унапредити перформансе на одређеним режимима лета летелице погоњене електричном погонском групом, која је испитивана при статичким и динамичким лабораторијским условима, а чији се фактор промене огледа у различитим параметрима добијеним променом димензионих карактеристика елисе.

Помоћне хипотезе истраживања:

- немогуће је извршити правилан одабир елисе без излагања погонског система струји ваздуха;
- испитивање електро-елисне погонске групе у аеротунелу представља основ за оптимизацију перформанси експерименталним путем;
- немогуће је извршити правилан одабир елисе без одређивања радних тачака, односно пресека експериментално добијених података и аналитичког модела лета предметне летелице.

2.4. Методе истраживања

Приликом истраживања коришћено је више метода, и то следеће:

- метода прикупљања података;
- дескриптивна метода;
- аналитичка метода;
- компаративна метода;
- експериментална метода;
- метода синтезе.

3. ТЕОРИЈСКЕ ОСНОВЕ

Приликом пројектовања летелица неопходно је извршити прорачун перформанси. Овај сегмент је незаобилазан део чији је циљ одређивање у којој мери је средство способно да изврши постављене задатке.

3.1. Перформансе летелице

Перформансе летелице могу се посматрати у односу на то да ли је режим лета стационарни или нестационарни, односно оне могу бити основне и специјалне. У оквиру основних перформанси одређују се вредности максималне и минималне брзине хоризонталног лета, брзине на путањи при којој је остварено најбоље пењање, времена пењања, највећег угла пењања, вертикалне брзине и плафона лета. Оне се одређују за константне, непромењиве услове. Насупрот томе, код нестационарних, односно специјалних перформанси услови нису константни, а оне се односе на одређивање вредности при полетању и слетању, долету и трајању лета. [1, стр. 87]

Перформансе летелице посматрају се и одређују за карактеристичне режиме лета. Који ће режими бити одабрани за посматрање умногоме зависе од намене летелице и од тога које задатке је потребно да она оствари.

Карактеристични режими лета на којима ће се у наставку рада вршити оптимизација перформанси посматраног модела летелице експерименталним избором елисе су:

3.1.1. Режим максималне брзине лета

Режим код кога се остварује највећа вредност хоризонталне брзине лета врло је важан параметар, јер се на тог основу податка врши класификација летелица на подзвучне, окозвучне, надзвучне и хиперзвучне. Максимална брзина лета постиже се када је вредност расположиве вучне или потисне силе једнака сили потребној за хоризонтални лет летелице при одређеној брзини. Другим речима, максимална брзина лета је она при којој летелица остварује хоризонтални лет, а да притом нема резерву снаге. Произилази из релације (1):

$$P_r = P_p \quad (1)$$

У наставку рада биће детаљније објашњен поступак добијања максималне брзине лета.

3.1.2. Режим максималног долета

Режим максималног долета, код класичних мотора снаге, оствариће се при минималној потрошњи по пређеном путу, односно када је $\left(\frac{C_h}{V}\right)_{min}$. Код ваздухоплова класичне погонске групе довољно је тачно узети претпоставку да су вредности специфичне потрошње горива,

као и коефицијента корисности елисе константни. У том случају режим максималног долета биће остварен при углу највеће финесе, односно када је $\left(\frac{P_p}{V}\right)_{min}$. [2, стр. 42]

Летелице које за свој погон користе електромотор не сматрају се за ваздухоплове са класичном погонском групом. Током овог рада биће коришћен апроксимативни модел баш оваквог типа летелице, а једначине за израчунавање вредности долета биће приказане у неком од наредних поглавља.

3.1.3. Режим најдужега трајања лета

Режим најдужега трајања лета оствариће се при условима најмање часовне потрошње горива у случају летелица са класичном погонском групом. Уколико се узме претпоставка да је промена специфичне потрошње горива независна од висине, као и да то важи и за коефицијент корисности елисе, добија се да се овај режим остварује при условима минималне потребне снаге, односно када је $\left(\frac{C_x}{C_z^{3/2}}\right)_{min}$. [2, стр. 41]

Код летелица са електричном погонском групом биће довољно сазнање да је режим максималног трајања лета истовремено и режим минималне улазне снаге. Једначине за израчунавање трајања лета биће детаљно описане у неком од наредних поглавља рада.

3.2. Елиса

Елиса је део погонског система која снагу добијену од мотора претвара у потисну или вучну силу окретањем кракова око своје осовине. Систем елисе састоји се од кракова који су повезани помоћу главчине која служи да преко вратила пренесе обртни момент добијен од мотора. У зависности од материјала од којег су направљене могу бити дрвене, пластичне, металне или композитне. Елисе израђене од композитних материјала, због веома малих маса и изузетне крутости и отпорности на оштећења, најчешћи су избор инжењера приликом пројектовања савремених беспилотних летелица. Према месту где се налазе на летелици могу бити вучне када се налазе испред и потисне када се налазе иза мотора. Такође, могу се поделити према правцу обртања на леве и десне елисе. Уколико поседују или не поседују могућност промене корака током експлоатације називају се елисама променљивог или непроменљивог корака. Према броју кракова који сачињавају једну елису могу бити двокраке и вишекраке. На слици 5 представљене су елисе са различитим бројем кракова.



Слика 5: Приказ елисе са различитим бројем кракова, извор:

<https://eaglepubs.erau.edu/introductiontoaerospaceflightvehicles/chapter/propellers/>

3.2.1. Геометријске карактеристике елисе

Обзиром да је крак елисе заправо специфично крило које се састоји од аеропрофила, за њу се могу применити иста правила за одређивање геометријских карактеристика. На слици 6 представљене су геометријске карактеристике елисе.



Слика 6: Геометријске карактеристике елисе, извор:[3, стр. 81]

Дакле, геометријске карактеристике елисе су нападна и излазна ивица, врх и корен елисе, као и размах елисе. Поред ових, у геометријске величине које дефинишу елису спадају и:

- диск елисе – кружна површина настала ротационим кретањем кракова елисе;
- локални аеропрофили – попречни пресеци крака елисе чији се нападни угао рачуна као разлика између конструктивног и аеродинамичког нападног угла;
- конструктивни нагибни угао – угао између реперне тетиве локалног аеропрофила и равни обртања;

- аеродинамички корак – удаљеност коју летелица пређе за време једног обртања елисе;
- геометријски корак – растојање које би летелица прешла за време једног обртања елисе, а да притом прође кроз чврст материјал без проклизавања. [1, стр. 8]

3.2.2. Аеродинамички коефицијенти елисе

Аеродинамички коефицијенти елисе јесу бездимензиони коефицијенти који се односе на вучну силу, обртни момент и снагу, и који се означавају као C_T , C_Q и C_P , респективно. У релацијама (2), (3) и (4) дати су изрази за израчунавање бездимензионих коефицијената за вучну силу, обртни момент и снагу, респективно:

$$C_T = \frac{T}{\rho V^2 D^4} \quad (2)$$

$$C_Q = \frac{Q}{\rho n^2 D^4} \quad (3)$$

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \quad (4)$$

Као аеродинамички коефицијент елисе издваја се и коефицијент корисности елисе η који представља однос корисне снаге елисе према утрошеној снази, односно он се може представити производом режима рада елисе γ и односном коефицијента C_T и C_P , а релација за његово израчунавање дата је у изразу (5):

$$\eta = \frac{C_T}{C_P} \gamma \quad (5)$$

3.2.3. Теорије елисе

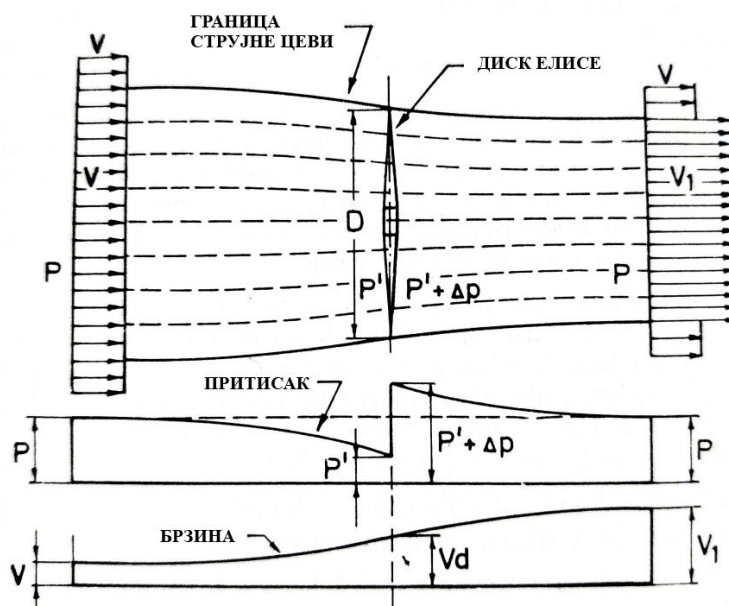
Улога теорија елисе јесте да објасни интеракцију између саме елисе и струје ваздуха, као и то који се аеродинамички и енергетски процеси дешавају приликом исте. Постоје две основне теорије елисе и то теорија идеалне елисе и теорија елемената крака елисе, које ће у наставку бити разматране.

3.2.3.1. Теорија идеалне елисе

Теорија идеалне елисе или теорија Ранкине – Фроуда настала је крајем 19. века, чији је циљ био одређивање вучне силе елисе, односно перформансе елисе. Ова теорија елису посматра као радни диск који има бесконачни број лопатица, које дају униформну промену брзине, односно униформну промену вучне силе по диску. [1, стр. 9]

У овој теорији струјање се посматра као нестишљиво, једнодимензионо и безвискозно. Поред тога, струјање кроз диск се може одвојити од остатка струјања помоћу дефинисане

струјне цеви и ротационе брзине флуида приликом проласка кроз диск се могу занемарити.
[1, стр. 9]



Слика 7: Идеални модел струјања кроз диск елисе, извор: [1, стр. 10]

На слици 7 представљен је идеални модел струјања кроз диск елисе.

Вучна сила израчунава се према једначини (6):

$$T = A\rho V_d(V_1 - V) = A\Delta p \quad (6)$$

У једначини (6), A представља површину диска елисе, брзина V је брзина непо ремећене ваздушне струје, док је V_d брзина струје када се приближи диску, а брзина V_1 је брзина иза диска. Као последица проласка струје ваздуха кроз диск јавља се пораст притиска за Δp , која се израчунава преко Бернулијеве једначине, а на основу слике 6 једначина за израчунавање Δp је (7):

$$\Delta p = \frac{1}{2}\rho(V_1^2 - V^2) \quad (7)$$

Снага која је предата ваздухоплову у току лета израчунава се према једначини (8):

$$P = TV \quad (8)$$

Применом одговарајућих једначина на струјање испред и иза диска представљеног на претходној слици може се добити једначина за израчунавање идеалног коефицијента корисности елисе (9):

$$\eta_i = \frac{2}{1 + \frac{V_1}{V}} = \frac{1}{1 + \frac{v}{V}} \quad (9)$$

Из претходне једначине види се да идеални коефицијент корисности елисе расте са опадањем v . Ово значи да се апсорбована снага елисе користи на кретање елисе брзином V и на убрзавање ваздуха до брзине V_1 , што даље значи да ће на мањим брзинама ваздуха елиса брже кретати за исту апсорбовану снагу или да ће за њено кретање истом брзином бити потребна мања апсорбована снага. [1, стр. 10]

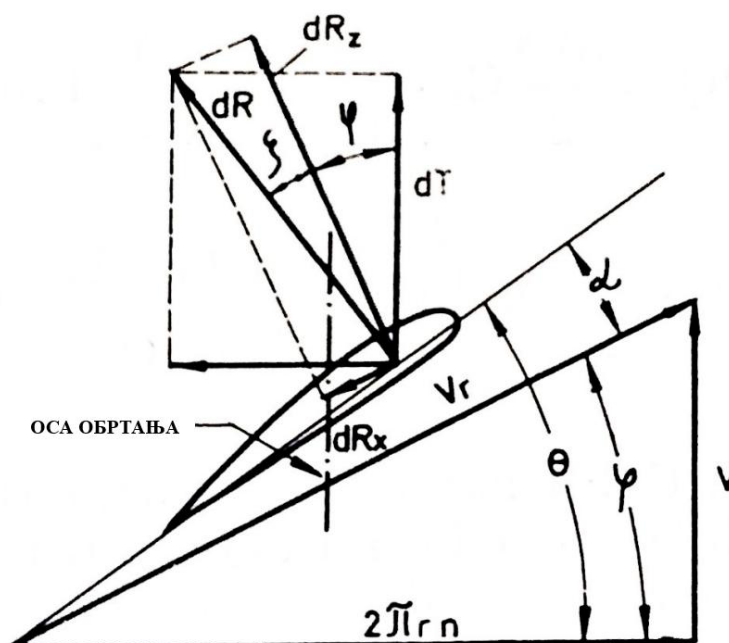
3.2.3.2. Теорија елемената крака елисе

Теорија елемената крака елисе користи се за брзе, прелиминарне прорачуне, где су вредности добијених резултата узимају са приближном тачношћу у односу на стварне вредности. Ова теорија посматра крак елисе који се састоји из више елемената, где се сваки елемент приликом кретања посматра као мало крило одређене виткости. Струјање се посматра као дводимензионално, без међусобног утицаја елемената и без радијалног струјања око зоне контракције млаза. [4, стр. 22]

Коефицијент корисности елемента крака елисе представљен је зависношћу (10):

$$\eta' = \frac{\tan \varphi}{\tan(\varphi + \xi)} \quad (10)$$

Из претходне зависности јасно се види да коефицијент корисности крака елисе зависи од збира аеродинамичког нагибног угла φ и угла $\xi = \frac{dR_x}{dR_z}$, а који су представљени на слици 8.



Слика 8: Деловање силе на елемент крака елисе, извор: [1, стр. 13]

4. ЕКСПЕРИМЕНТАЛНА ИСПИТИВАЊА ПОГОНСКОГ СИСТЕМА

4.1. Опис испитиваног погонског система

Испитивани погонски систем састоји се од следећих компоненти:

1. Електромотора „AXI 4130/20 GOLD LINE V3 BLDC“, приказаног на слици 9 и наведених техничких карактеристика у табели 1:

Техничке карактеристике мотора	„AXI 4130/20 GOLD LINE V3“
Број обртаја по јединици напона	305 o/min/V
Максимална ефикасност	90%
Јачина струје максималне ефикасности	18 А до 40 А (>84%)
Јачина струје без оптерећења	1.1 А
Капацитет	56 А/60 s
Унутрашњи отпор	43 mΩ
Димензије (пречник x дужина)	49.8 mm × 64.4 mm
Пречник вратила	6 mm
Маса	410 g
Максимална снага	1650 W

Табела 1: Техничке карактеристике мотора „AXI 4130/20 GOLD LINE V3“



Слика 9: Изглед електромотора „AXI 4130/20 GOLD LINE V3 BLDC“, извор:
<https://shop.jetiusa.com/AXi-60-4130-20-Outrunner-Brushless-Motors-p/maxi-4130-20.htm>

2. Литијум – јонског батеријског пакета произвођача „TELIT POWER“ наведених техничких карактеристика у табели 2:

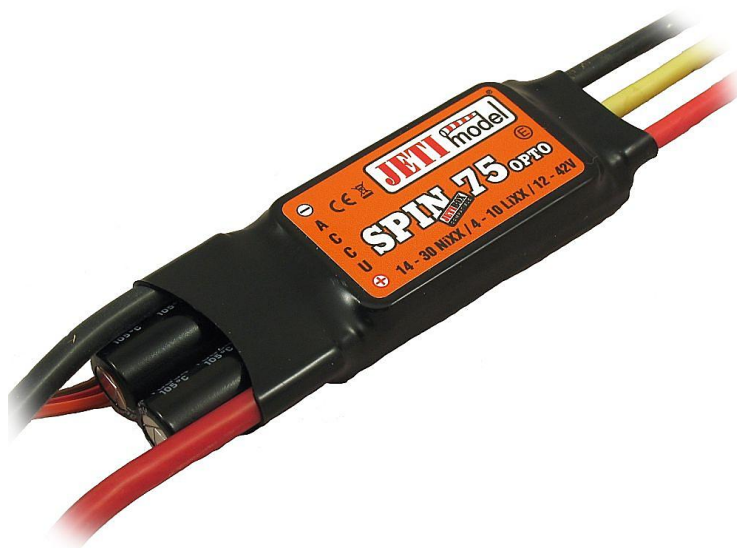
Техничке карактеристике батерије	„TELIT POWER 8C“
Број ћелија	8 ком.
Укупни напон	28,8 V
Капацитет	10 Ah
Енергија	288 Wh

Табела 2: Техничке карактеристике батерије „TELIT POWER 8C“

3. Електронског регулатора броја обртаја (ESC) „SPIN 75 PRO OPTO“ произвођача „JETI MODEL“, приказаног на слици 10 и датих карактеристика у табели 3:

Техничке карактеристике „ESC“	„SPIN 75 PRO OPTO“
Маса	55 g
Димензије	52 mm x 25 mm x 15 mm
Јачина електричне струје	75 A
Опсег напона	12 V до 42 V
Радна температура	-10 °C до 85 °C

Табела 3: Техничке карактеристике „SPIN 75 PRO OPTO ESC“



Слика 10: Приказ изгледа „SPIN 75 PRO OPTO ESC“, извор:

<https://www.jetimodel.com/katalog/spin-75-pro-opto.htm>

4. Двокраке карбонске елисе произвођача „AERONAUT CAM FOLDING“ следећих пречника и корака:

1. „AERONAUT CAM FOLDING“ 16 x 10,
2. „AERONAUT CAM FOLDING“ 16 x 13,
3. „AERONAUT CAM FOLDING“ 17 x 11,
4. „AERONAUT CAM FOLDING“ 17 x 13,
5. „AERONAUT CAM FOLDING“ 18 x 11.



Слика 11: Изглед елиса произвођача „AERONAUT CAM FOLDING“, извор:

<https://www.espritmodel.com/aeronaut-cam-folding-propellers-rudi-freudenthaler.aspx>

4.2. Опис опитног стола и мерне опреме

За потребе испитивања елиса у статичким и динамичким условима и доношења одлуке о избору оне која ће допринети оптимизацији перформанси беспилотне летелице за режим максималне хоризонталне брзине лета, максималног долета и трајања лета, коришћен је опитни сто типа „LY – 10KGF“ произвођача „Wing Flying Technologies“. Улога опитних столова овог типа је вишеструка, док су у свету беспилотних летелица врло значајни за адекватно усклађивање мотора, електронског регулатора броја обртаја и елисе. Употребом опитног стола добијају се информације о интензитету вучне силе и обртног момента, броју обртаја елисе, улазном напону и јачини електричне струје. Ове физичке величине су основни параметри који у потпуности дефинишу понашање испитиваног погонског система и увидом у њихове вредности пружају могућност адекватне интеграције са изабраном летелицом. Такође, уколико је неопходно побољшање одређених перформанси посматране беспилотне летелице, наведени опитни сто је идеална платформа. Техничке карактеристике

предметног опитног стола и могућности које пружа представљене су у табели 4, а његов изглед на слици 12.



Слика 12: Изгледа опитног стола „LY – 10KGF“, извор:

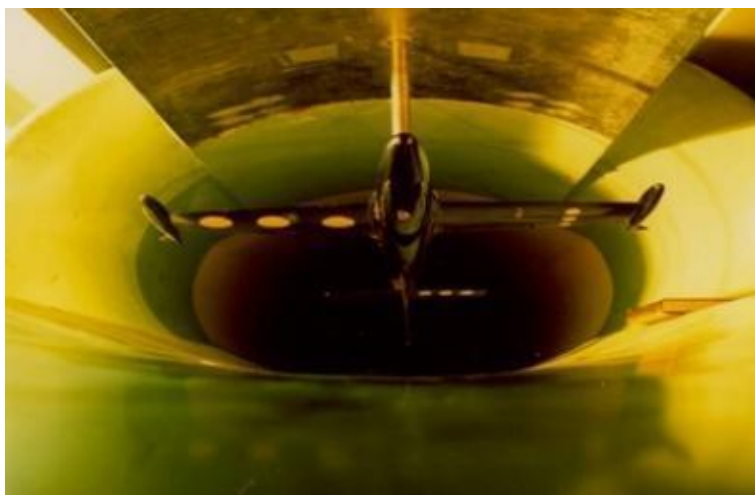
<https://www.wingflyingtech.com/motor-test/Drone-Test-Equipment.html>

ОПИТНИ СТО „LY – 10KGF“		
Основни параметри	Маса	8 kg
	Димензије	685 mm x 536 mm x 560 mm
	Оперативна температура	0 до 40 °C
	Максимални пречник елисе	13 inch – 762 mm
Максималне вредности физичких величина	Опсег напона	5 до 65 V
	Опсег јачине струје	0 до 100 A
	Вучна / потисна сила	98.1 N
	Обртни момент	5 Nm
	Број обртаја мотора	300 000 o/min

Табела 4: Основни параметри опитног стола „LY – 10KGF“

4.3. Опис аеротунела Т-32

Аеротунел Т-32 је мали аеротунел који се користи за испитивање на субсоничним брзинама. Састоји се од затвореног циркулационог система чији је радни део елиптичног облика и димензија 1,8 x 1,2 метра са дужином од 2 метра. Максимална брзина струјања коју је могуће остварити је $72 \frac{m}{s}$. Састоји се од шестокомпонентне аероваге и различитих давача за мерење параметара струјања. На слици 13 представљен је радни део субсоничног аеротунела Т-32.



Слика 13: Радни део субсоничног аеротунела Т-32, извор:

https://sr.wikipedia.org/wiki/%D0%94%D0%B0%D1%82%D0%BE%D1%82%D0%B5%D0%BA%D0%B0:Aerotunel_T-32.jpg

4.4. Статичка испитивања погонског система

Статичка испитивања погонског система извршена су у лабораторијским условима променом пет елиса различитих димензија. Испитивања су вршена при густини ваздуха која одговара надморској висини лабораторије од 300 метара. Циљ статичких испитивања био је одређивање основних параметара погонске групе неопходних за компарацију и прелиминарни избор елиса за даља динамичка испитивања.

4.4.1. Начин и ток извршења испитивања

Испитивања су вршена на опитном столу задавањем процента гаса од 10% до 100%, инкрементом од 10%. Промена процента гаса реализована је помоћу електронског регулатора броја обртаја и софтвера за управљање електромотором, док је погонска група напајана батеријским пакетом од 28.8V. Као резултат испитивања, за сваку испитивану елису понаособ, одређене су следеће физичке величине погонске групе:

- број обртаја мотора – n [o/min],
- јачина електричне струје – I [A],
- напон – U [V],
- вучна сила – T [N] и
- обртни момент – Q [Nm].

На основу претходно одређених физичких величина погонске групе, добијени су и следећи параметри мотора:

- улазна снага:

Употребом добијених вредности јачине електричне струје и напона израчунате су вредности улазних снага за сваку елису и за сваки проценат гаса према следећој релацији (11):

$$P_{ul} = I \cdot U \quad (11)$$

- показатељ вучне силе по јединици снаге:

У циљу квалитетнијег избора оптималних елиса за аеротунелска испитивања неопходно је извршити поређење енергетске ефикасности истих. Поређење је било могуће извршити на основу односа остварене вучне силе и улазне снаге. Вредности показатеља остварене вучне силе по јединици снаге израчунате су према следећем изразу (12):

$$K_{TP} = \frac{T}{P_{ul}} \quad (12)$$

Прикази добијених резултата статичких испитивања представљени су у следећим табелама:

ЕЛИСА 16 x 10 – СТАТИЧКО ИСПИТИВАЊЕ							
ГАС [%]	n [o/min]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pul [W]	K _{TP} [N/W]
100	6969	28.65	45.29	41.53	1.52	1297.2	0.032
90	6930	28.49	44.39	40.90	1.49	1264.9	0.032
80	6320	29.86	28.80	33.75	1.11	859.9	0.039
70	5780	30.58	21.14	28.17	0.91	646.6	0.044
60	5049	31.32	13.85	21.43	0.68	433.9	0.049
50	4300	31.90	8.51	15.58	0.49	271.6	0.057
40	3597	32.31	5.10	10.81	0.33	164.8	0.066
30	2937	32.58	2.98	7.11	0.22	97.2	0.073
20	2055	32.82	1.20	3.48	0.11	39.5	0.088
10	740	32.98	0.18	0.52	0.02	5.8	0.090

Табела 5: Резултати статичког испитивања погонског система са елисом 16 x 10

ЕЛИСА 16 x 13 – СТАТИЧКО ИСПИТИВАЊЕ							
ГАС [%]	n [o/min]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pul [W]	K _{TP} [N/W]
100	6451	27.73	55.55	40.16	1.87	1540.6	0.026
90	6419	27.50	54.74	39.57	1.83	1505.3	0.026
80	5869	28.84	38.67	32.96	1.49	1115.4	0.030
70	5379	29.80	27.99	27.42	1.22	834.0	0.033
60	4740	30.74	18.36	21.74	0.93	564.2	0.039
50	4047	31.47	11.27	15.84	0.67	354.7	0.045
40	3325	32.05	6.20	10.53	0.43	198.7	0.053
30	2596	32.43	3.09	6.28	0.26	100.3	0.063
20	1825	32.68	1.29	3.15	0.13	42.2	0.075
10	722	32.84	0.21	0.44	0.01	6.9	0.064

Табела 6: Резултати статичког испитивања погонског система са елисом 16 x 13

ЕЛИСА 17 x 11 – СТАТИЧКО ИСПИТИВАЊЕ							
ГАС [%]	n [o/min]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pul [W]	K _{TP} [N/W]
100	6452	27.58	55.72	50.83	1.88	1536.3	0.033
90	6399	27.43	54.56	50.08	1.83	1496.3	0.033
80	5821	28.86	37.74	41.56	1.47	1089.4	0.038
70	5335	29.76	27.85	35.04	1.23	828.7	0.042
60	4719	30.70	18.35	26.56	0.93	563.2	0.047
50	4082	31.47	10.99	18.78	0.65	345.8	0.054
40	3264	32.07	5.81	11.67	0.42	186.2	0.063
30	2578	32.42	3.15	6.82	0.26	102.1	0.067
20	1808	32.66	1.31	2.79	0.13	42.6	0.065
10	686	32.84	0.20	-0.11	0.03	6.5	-0.017

Табела 7: Резултати статичког испитивања погонског система са елисом 17 x 11

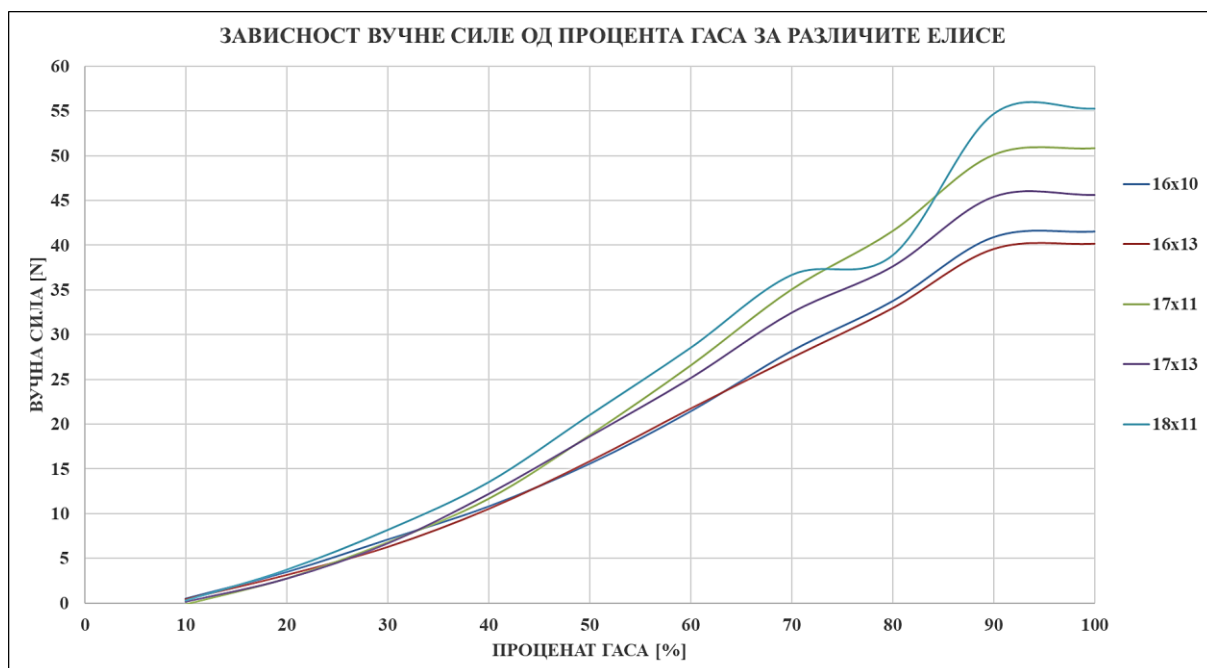
ЕЛИСА 17 x 13 – СТАТИЧКО ИСПИТИВАЊЕ							
ГАС [%]	n [o/min]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pul [W]	К_{ТР} [N/W]
100	6122	26.88	62.56	45.61	2.09	1681.5	0.027
90	6063	26.74	61.02	45.40	2.04	1631.8	0.028
80	5571	28.22	43.45	37.61	1.68	1226.1	0.031
70	5146	29.23	32.33	32.45	1.41	945.0	0.034
60	4524	30.31	21.32	25.14	1.09	646.2	0.039
50	3917	31.12	13.31	18.62	0.82	414.3	0.045
40	3192	31.82	7.19	12.20	0.53	228.8	0.053
30	2414	32.28	3.39	6.68	0.31	109.3	0.061
20	1651	32.56	1.33	2.75	0.15	43.2	0.064
10	656	32.74	0.19	0.17	0.02	6.3	0.026

Табела 8: Резултати статичког испитивања погонског система са елисом 17 x 13

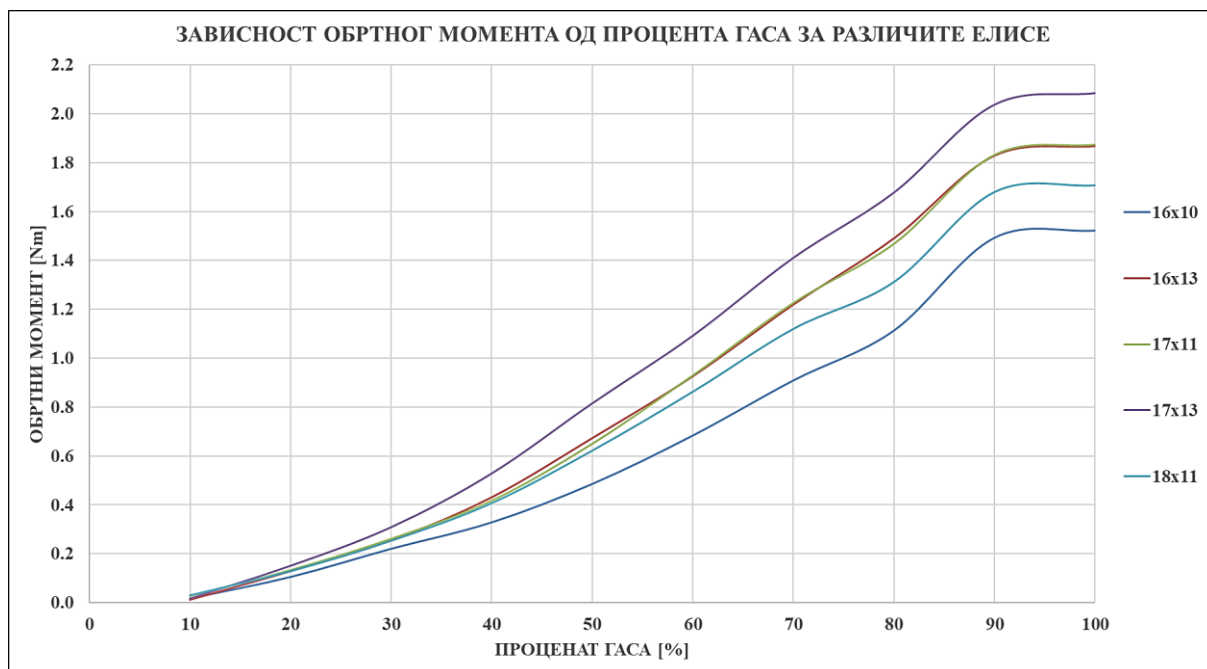
ЕЛИСА 18 x 11 – СТАТИЧКО ИСПИТИВАЊЕ							
ГАС [%]	n [o/min]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pul [W]	К_{ТР} [N/W]
100	6633	27.89	50.89	55.26	1.71	1419.2	0.039
90	6592	27.71	49.92	54.66	1.68	1383.0	0.040
80	6007	29.00	35.03	38.86	1.31	1016.0	0.038
70	5479	29.90	25.63	36.66	1.12	766.3	0.048
60	4833	30.77	17.13	28.52	0.86	526.9	0.054
50	4126	31.50	10.57	20.99	0.62	332.8	0.063
40	3376	32.07	5.81	13.49	0.41	186.4	0.072
30	2702	32.43	3.09	8.15	0.25	100.3	0.081
20	1914	32.69	1.26	3.70	0.13	41.2	0.090
10	710	32.87	0.17	0.26	0.03	5.6	0.047

Табела 9: Резултати статичког испитивања погонског система са елисом 18 x 11

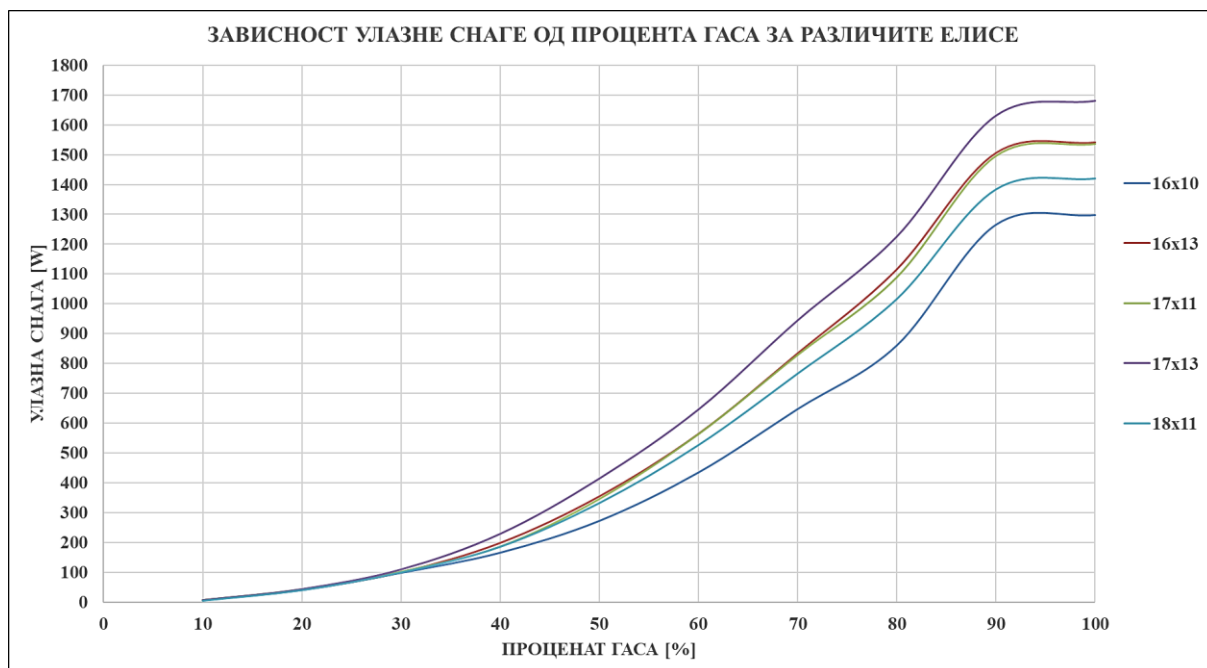
На сликама 14, 15, 16 и 17 приказани су редом дијаграми зависности вучне силе, обртног момента, улазне снаге и показатеља вучне силе по јединици снаге од процента гаса за пет елиса различитих пречника и корака.



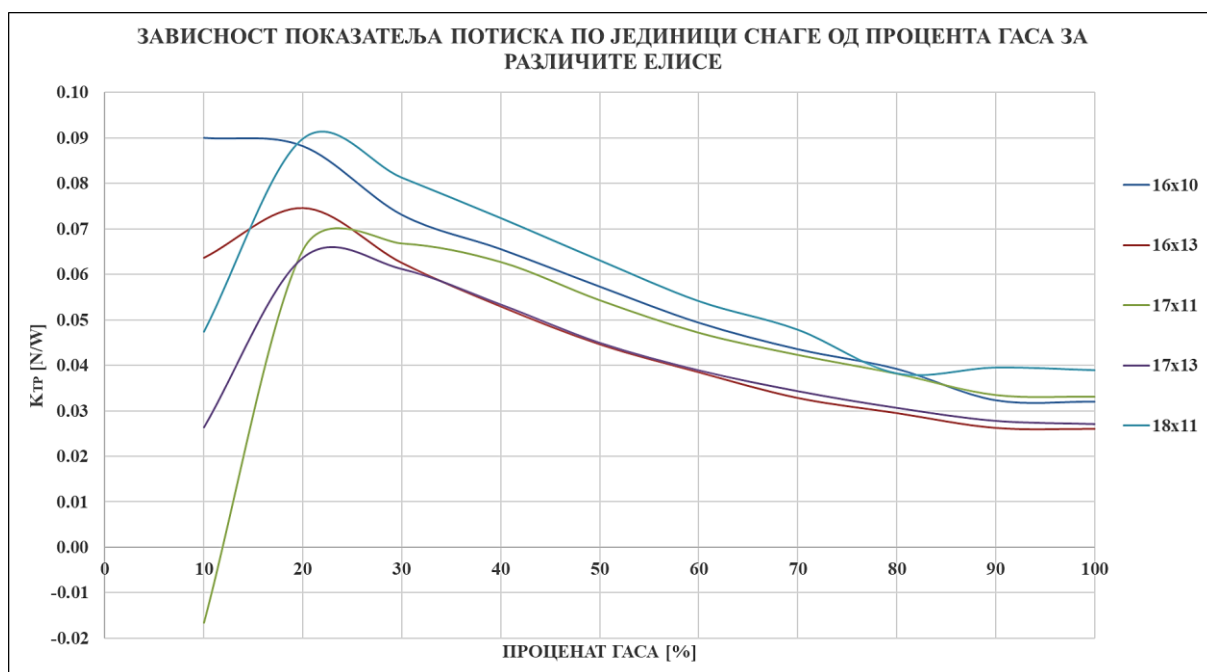
Слика 14: Дијаграм зависности вучне силе од процента гаса за елисе различитих димензија



Слика 15: Дијаграм зависности обртног момента од процента гаса за елисе различитих димензија



Слика 16: Дијаграм зависности улазне снаге од процента гаса за елисе различитих димензија



Слика 17: Дијаграм зависности показатеља вучне силе по јединици снаге од процента гаса за елисе различитих димензија

4.4.2. Избор елиса за динамичка испитивања

- Анализирајући добијене вредности вучне силе утврђено је да елисе димензија 17 x 11, 17 x 13 и 18 x 11 остварују знатно веће силе од елисе 16 x 10 и елисе 16 x 13.
- Анализирајући добијене резултате обртног момента као и улазне снаге утврђено је да елиса димензија 17 x 13 остварује највеће, док елиса 16 x 10 најмање посматране вредности, на шта директно утичу пречници и кораци испитиваних елиса. Такође, примећено је да елисе 16 x 13 и 17 x 11 поседују веома сличне криве зависности обртног момента и улазне снаге од промене процента гаса.
- Анализирајући однос остварене вучне силе и улазне снаге (K_{TP}) за различите проценте гаса закључено је да елиса 18 x 11 остварује најповољније резултате на нултој брзини струјања ваздуха.

Изведеним закључком из дијаграма остварене вучне силе, елисе са пречником и кораком 16 x 10 и 16 x 13 нису разматране за динамичка испитивања.

Посматрајући остварену статичку вучну силу, а према показатељу односа силе и улазне снаге, елиса 18 x 11 је први избор за наредна динамичка испитивања, док је као друга одређена елиса 17 x 13 која је остварила највеће вредности обртног момента. Овим су одабране конфигурације са различитим режимима оптерећења.

4.5. Динамичка (аеротунелска) испитивања

Статичко испитивање, иако омогућава увид у многе параметре рада погонске групе, због одсуства струјања ваздуха не пружа комплетну слику неопходну за правилан избор елисе. Да би увид у стварно стање погонског система са различитим елисама био потпун, неопходно је одабране конфигурације представити у функцији брзине. Након извршених статичких испитивања, обраде резултата и одабира елиса са димензијама 17 x 13 и 18 x 11 настављено је са динамичким испитивањима у аеротунелу Т-32. Испитивања су, као и у статичким условима, вршена при густини ваздуха која одговара надморској висини од 300 метара.

4.5.1. Начин и ток извршења испитивања

Испитивања су вршена у радном делу аеротунела са променом брзине струјања ваздуха од $0 \frac{m}{s}$, $10 \frac{m}{s}$, $17 \frac{m}{s}$, $20 \frac{m}{s}$, $25 \frac{m}{s}$, $30 \frac{m}{s}$, $35 \frac{m}{s}$ и $37.5 \frac{m}{s}$. Електромотор је као и код статичких испитивања, постављен на опитни сто и задавањем процента гаса од 20% до 100%, инкрементом од 10% вршени су опити. Промена процента гаса реализована је помоћу електронског регулатора броја обртаја и софтвера за управљање електромотором. Напајање

је обезбеђено батеријским пакетом од 28.8V. Као резултат испитивања, за сваку испитивану елису, добијене су следеће физичке величине:

- јачина електричне струје – $I [A]$,
- напон – $U [V]$,
- вучна сила – $T [N]$ и
- обртни момент – $Q [Nm]$.

Аеротунелским испитивањем, због грешке читавања давача, нису добијене вредности броја обртаја мотора. Осим горе поменутих, а на основу њих израчунате су и следеће димензионе и бездимензионе величине:

- улазна снага:

На основу добијених вредности јачине електричне струје и напона израчунате су вредности улазних снага за сваку елису и за сваки проценат гаса према следећој једначини (13):

$$P_{ul} = I \cdot U \quad (13)$$

- расположива снага:

Према задатим вредностима струјања ваздуха у радном делу аеротунела и оствареној (расположивој) вучној сили, израчунате су вредности расположивих снага обе елисе за сваку брзину струјања и за сваки проценат гаса према следећој једначини (14):

$$P_r = V \cdot T_r \quad (14)$$

- пропулзивна ефикасности система:

Пропулзивна ефикасност обухвата ефикасност елисе, електромотора, батеријског система и система за управљање, а представља однос остварене (расположиве) и улазне снаге. Једначина по којој је прорачунавана пропулзивна ефикасност дата је изразом (15):

$$\eta_P = \frac{P_r}{P_{ul}} \quad (15)$$

Табеларни прикази добијених резултата динамичких испитивања дати су у прилозима А и Б овог рада, а карактеристични примери у табели 10 и табели 11:

ЕЛИСА 17 x 13 – 17 [m/s]							
ГАС [%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	28.18	69.31	51.21	2.25	870.54	1953.18	0.446
90	27.81	66.77	48.43	2.17	823.34	1857.25	0.443
80	28.94	48.01	39.47	1.80	670.92	1389.38	0.483
70	29.87	34.02	30.69	1.46	521.66	1016.30	0.513
60	30.71	22.24	22.19	1.11	377.23	682.93	0.552
50	31.41	13.13	14.14	0.77	240.32	412.55	0.583
40	31.98	6.09	6.63	0.44	112.74	194.66	0.579
30	32.29	2.78	2.66	0.23	45.19	89.83	0.503
20	32.48	1.05	0.26	0.08	4.50	34.17	0.132

Табела 10: Резултати динамичког испитивања погонског система са елисом 17 x 13 при брзини струјања ваздуха од $17 \frac{m}{s}$

ЕЛИСА 18 x 11 – 17 [m/s]							
ГАС [%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	28.83	56.78	49.25	1.85	837.19	1637.25	0.511
90	28.46	54.60	46.06	1.78	782.99	1553.94	0.504
80	29.50	38.01	35.15	1.41	597.54	1121.23	0.533
70	30.36	25.82	25.72	1.10	437.27	783.98	0.558
60	31.08	16.48	17.57	0.80	298.69	512.24	0.583
50	31.71	8.84	9.48	0.50	161.10	280.15	0.575
40	32.11	4.63	4.37	0.29	74.21	148.50	0.500
30	32.35	2.50	1.34	0.17	22.85	80.74	0.283
20	32.53	0.93	-0.66	0.06	-11.17	30.09	-0.371

Табела 11: Резултати динамичког испитивања погонског система са елисом 18 x 11 при брзини струјања ваздуха од $17 \frac{m}{s}$

4.5.2. Обрада резултата динамичких (аеротунелских) испитивања

Након завршетка динамичких испитивања установљено је да добијени резултати за брзине струјања ваздуха од $0 \frac{m}{s}$, $10 \frac{m}{s}$, $17 \frac{m}{s}$, $20 \frac{m}{s}$, $25 \frac{m}{s}$, $30 \frac{m}{s}$, $35 \frac{m}{s}$ и $37.5 \frac{m}{s}$ у радном делу аеротунела нису довољни да би се извршио избор елисе за карактеристичне режиме лета. Аналитичким прорачуном перформанси летелице утврђена је неопходност прецизнијих резултата на одређеним брзинама струјања за потребе одређивања радних тачака система. Стога, за прибављање резултата на осталим брзинама струјања ваздуха, уместо поновног испитивања извршена је интерполација и екстраполација постојећих резултата и добијене су вредности за следеће брзине струјања: $17.5 \frac{m}{s}$, $18 \frac{m}{s}$, $19 \frac{m}{s}$, $21 \frac{m}{s}$, $22 \frac{m}{s}$, $23.1 \frac{m}{s}$, $24 \frac{m}{s}$, $26 \frac{m}{s}$, $38.8 \frac{m}{s}$, $40 \frac{m}{s}$ и $45 \frac{m}{s}$.

Резултати за брзине струјања ваздуха између две експерименталне тачке добијени су линијском (линеарном) интерполацијом за вредности напона, јачине електричне струје, вучне силе и обртног момента по релацији (16):

$$x = x_1 + \frac{V - V_1}{V_2 - V_1} \cdot (x_2 - x_1) \quad (16)$$

где су:

x – интерполирана вредност

x_1 – одговарајућа измерена вредност на мањој брзини струјања ваздуха

x_2 – одговарајућа измерена вредност на већој брзини струјања ваздуха

V – брзина интерполиране вредности

V_1 – вредност мање брзине струјања ваздуха

V_2 – вредност веће брзине струјања ваздуха

Резултати за брзине струјања ваздуха изван опсега аеротунелских испитивања, које су веће од последње експерименталне тачке, добијени су екстраполацијом вредности напона, јачине електричне струје, вучне силе и обртног момента. Екстраполација је вршена коришћењем полинома другог степена.

Добијени резултати интерполацијом и екстраполацијом аеротунелских испитивања дати су у прилозима А и Б овог рада, а карактеристични примери у табели 12 и табели 13:

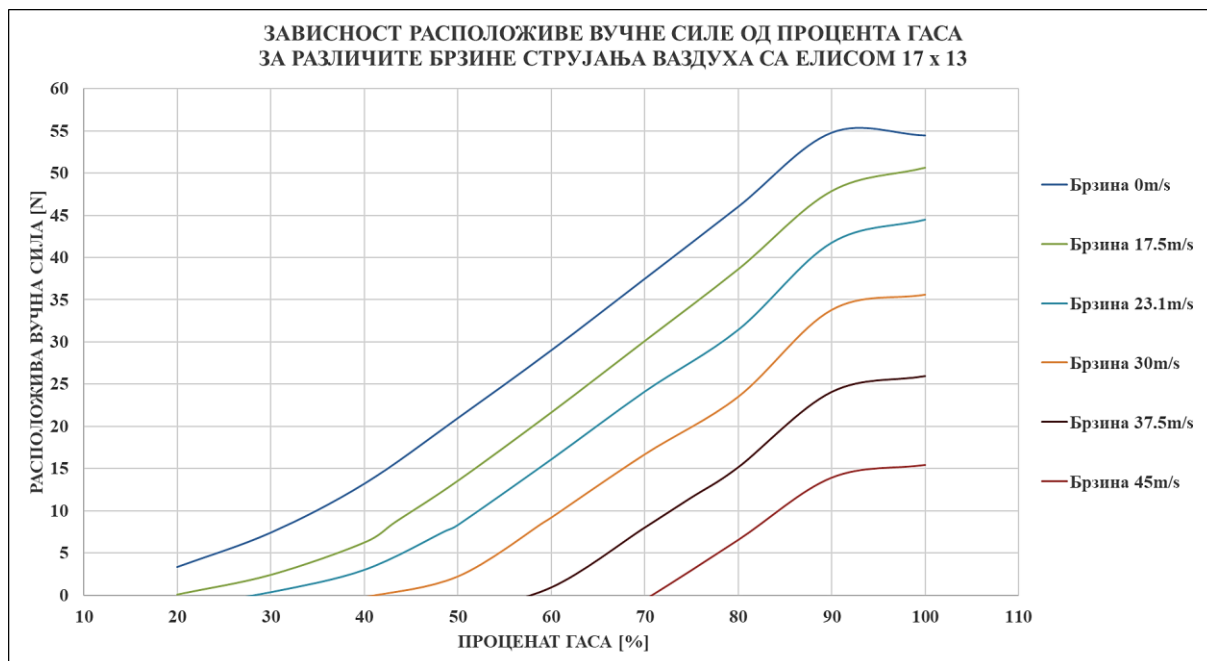
ЕЛИСА 17 x 13 – 17.5 [m/s]							
ГАС [%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	28.19	69.21	50.63	2.24	887.44	1950.99	0.455
90	27.81	66.65	47.87	2.16	839.00	1853.74	0.453
80	28.97	47.44	38.61	1.78	676.67	1374.20	0.492
70	29.88	33.81	30.12	1.45	527.92	1010.13	0.523
60	30.72	22.07	21.66	1.10	379.60	678.08	0.560
50	31.42	12.90	13.57	0.75	237.86	405.47	0.587
40	31.99	5.97	6.27	0.42	109.89	190.80	0.576
30	32.29	2.76	2.45	0.22	42.91	89.24	0.481
20	32.48	1.04	0.12	0.08	2.13	33.85	0.063

Табела 12: Резултати добијени интерполацијом познатих вредности динамичких испитивања са елисом 17 x 13 за брзину струјања ваздуха од $17.5 \frac{m}{s}$

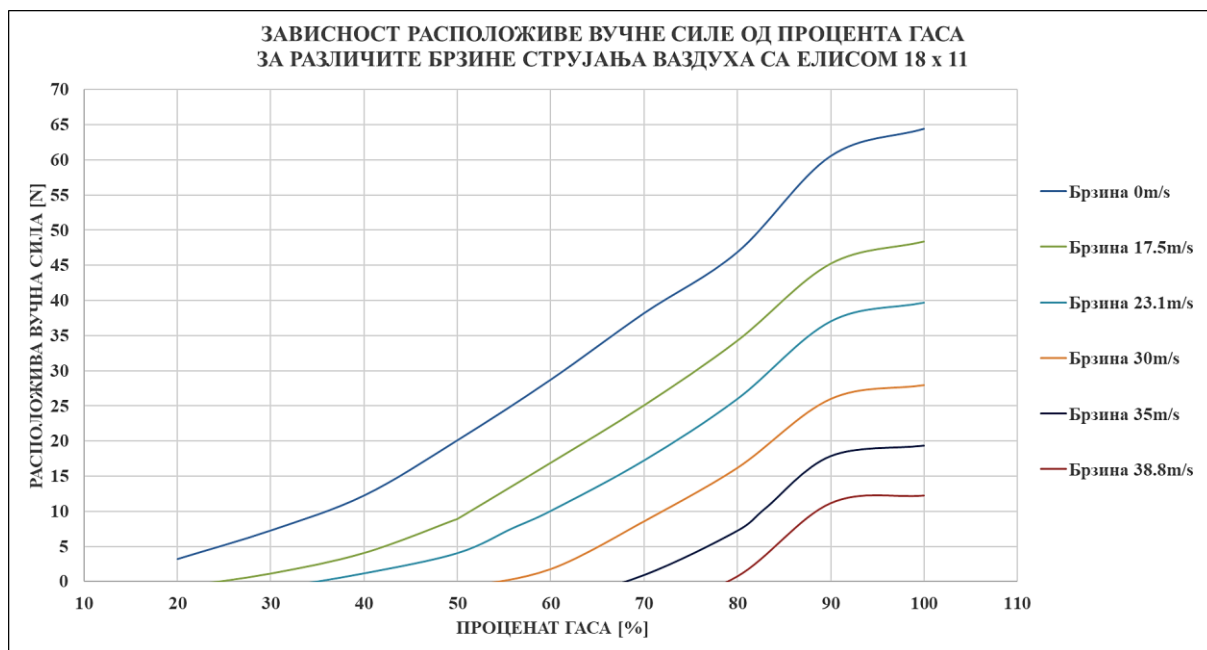
ЕЛИСА 18 x 11 – 38.8 [m/s]							
ГАС [%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	30.68	32.25	12.23	1.12	474.71	989.40	0.465
90	30.50	30.96	11.13	0.96	432.21	944.34	0.442
80	31.64	14.62	0.71	0.57	27.55	462.61	-0.001
70	32.20	6.91	-4.16	0.14	-161.48	222.46	-0.899

Табела 13: Резултати добијени екстраполацијом познатих вредности динамичких испитивања са елисом 18 x 11 за брзину струјања ваздуха од $38.8 \frac{m}{s}$

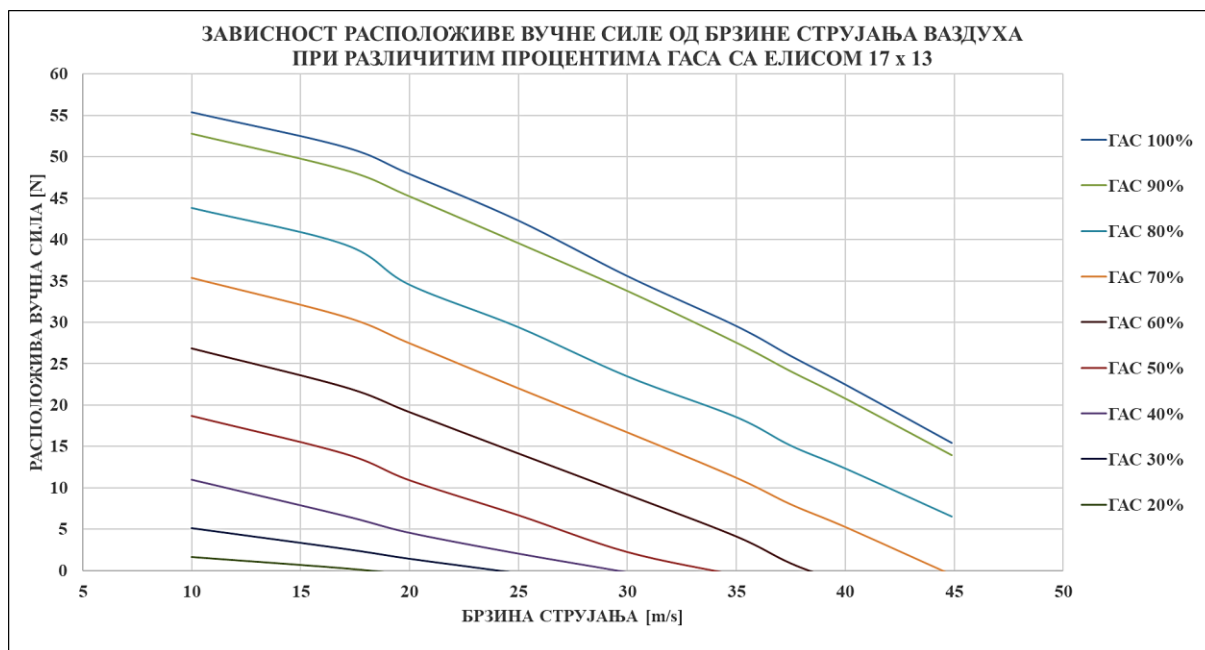
На сликама 18, 19, 20 и 21 приказани су дијаграми зависности расположиве вучне силе од процента гаса, као и дијаграми зависности расположиве вучне силе од брзине струјања ваздуха за обе испитиване елисе.



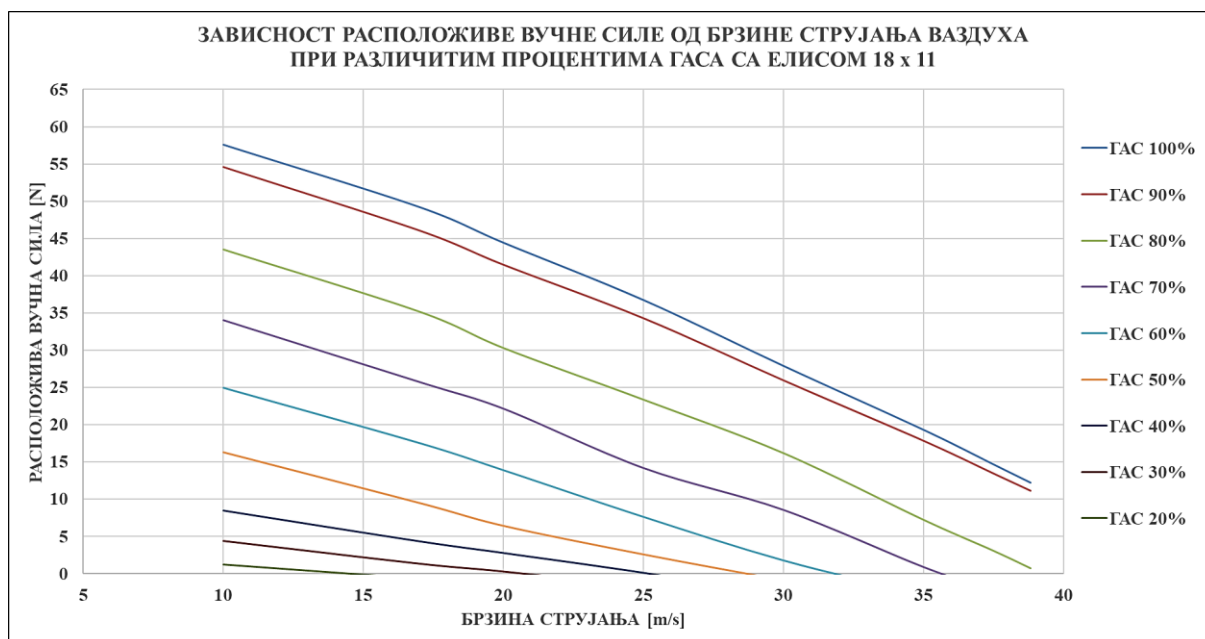
Слика 18: Дијаграм зависности расположиве вучне силе од процента гаса при различитим брзинама струјања ваздуха са елисом 17 x 13



Слика 19: Дијаграм зависности расположиве вучне силе од процента гаса при различитим брзинама струјања ваздуха са елисом 18 x 11

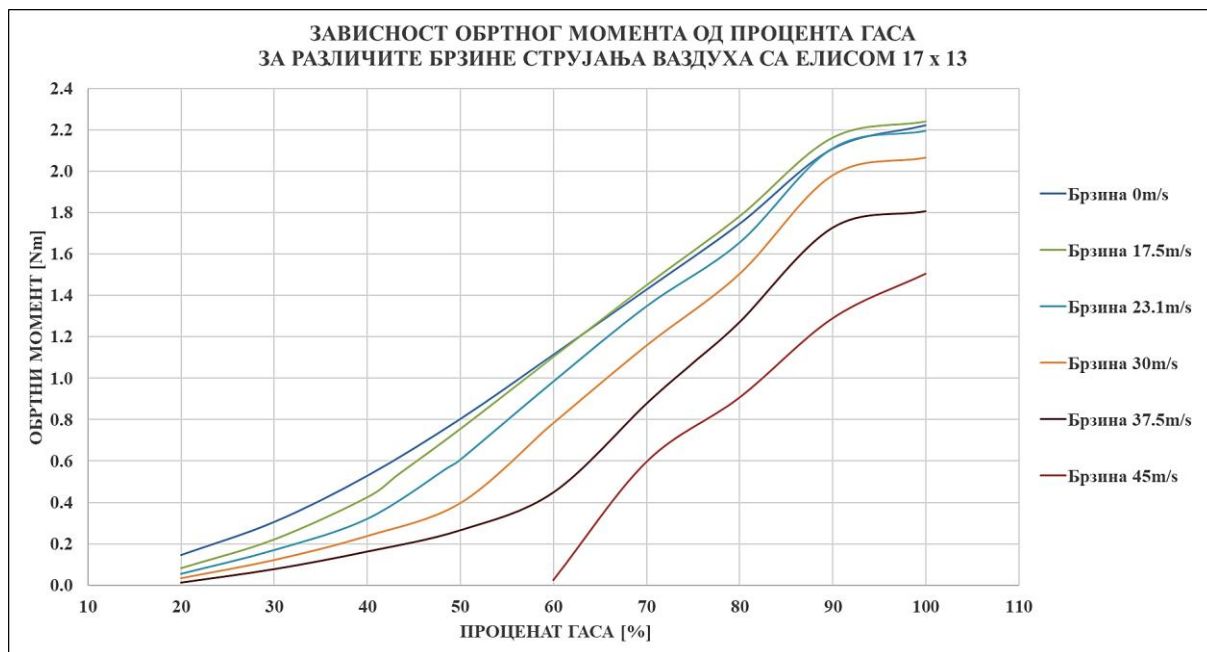


Слика 20: Дијаграм зависности расположиве вучне силе од брзине струјања ваздуха при различитим процентима гаса погонске групе са елисом 17 x 13

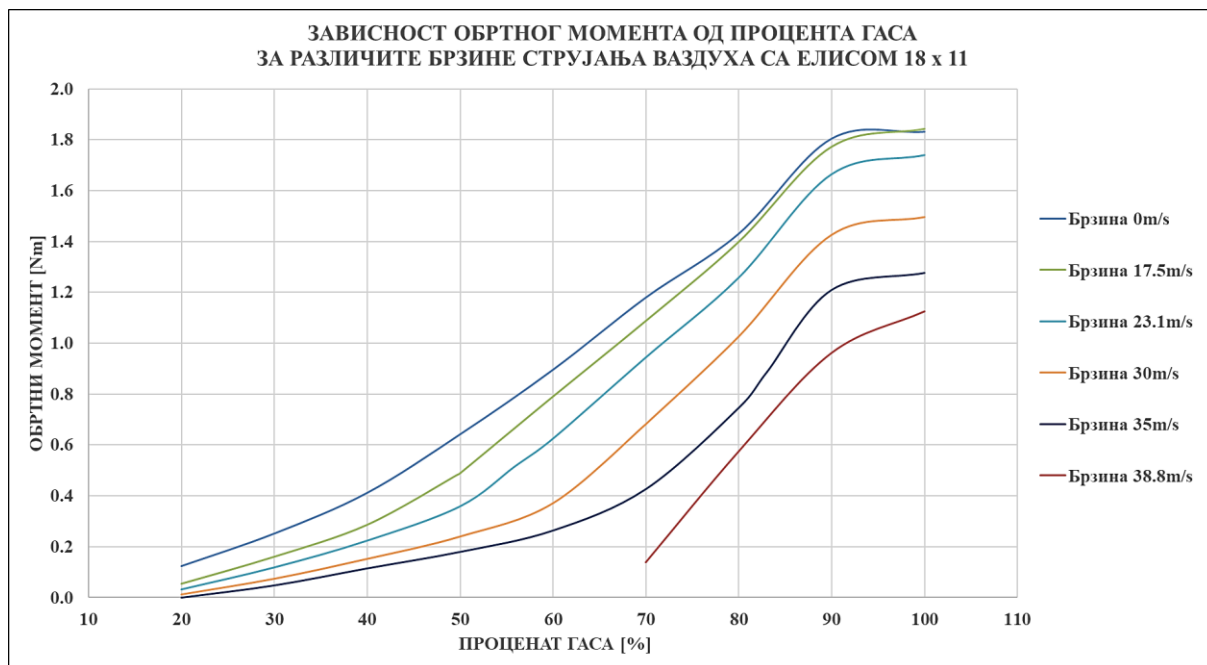


Слика 21: Дијаграм зависности расположиве вучне силе од брзине струјања ваздуха при различитим процентима гаса погонске групе са елисом 18 x 11

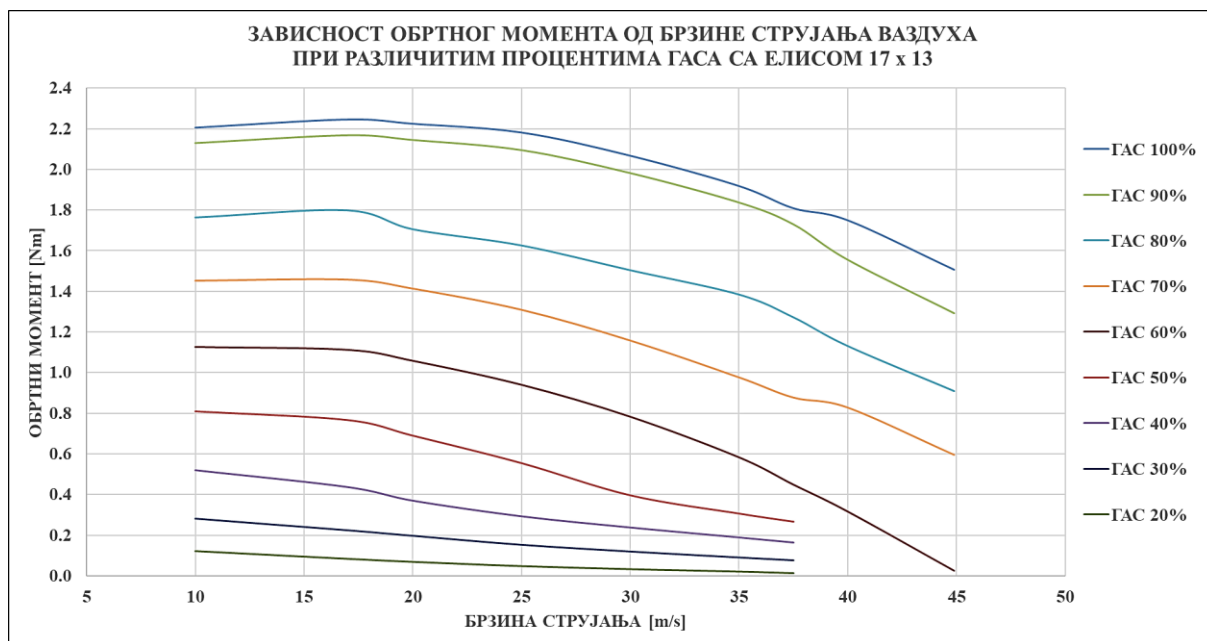
На сликама 22, 23, 24 и 25 приказани су дијаграми обртног момента у функцији процента гаса, као и дијаграми обртног момента у функцији брзине струјања ваздуха за обе испитиване елисе.



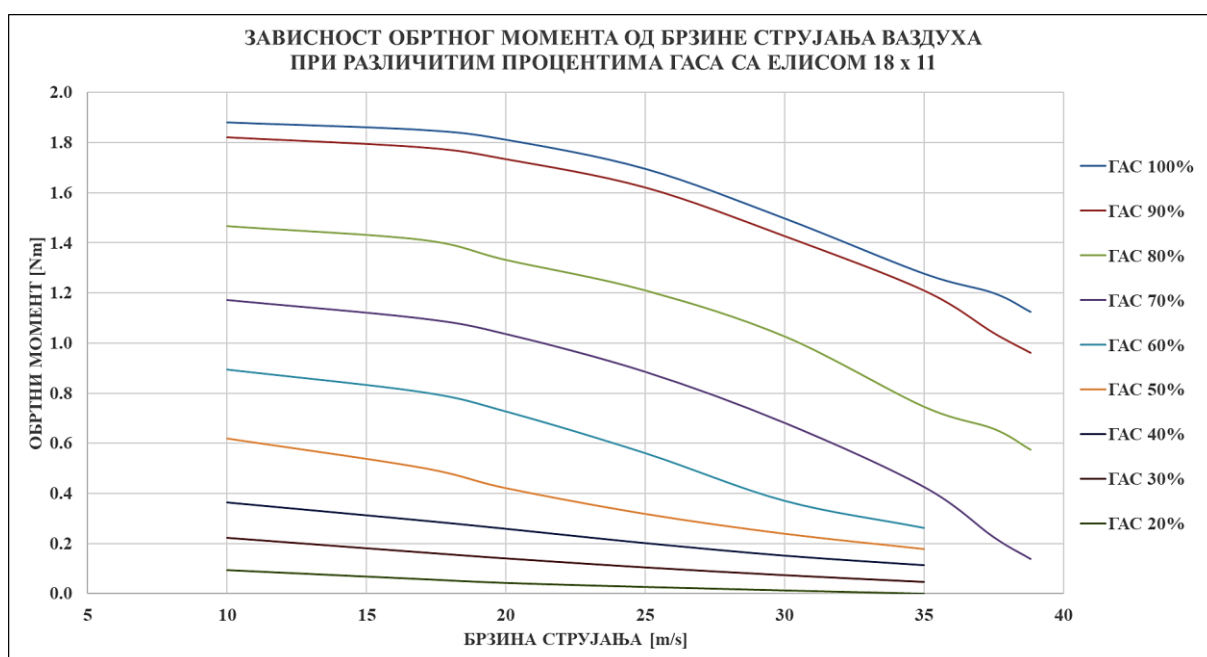
Слика 22: Дијаграм зависности обртног момента од процента гаса при различитим брзинама струјања ваздуха са елисом 17 x 13



Слика 23: Дијаграм зависности обртног момента од процента гаса при различитим брзинама струјања ваздуха са елисом 18 x 11

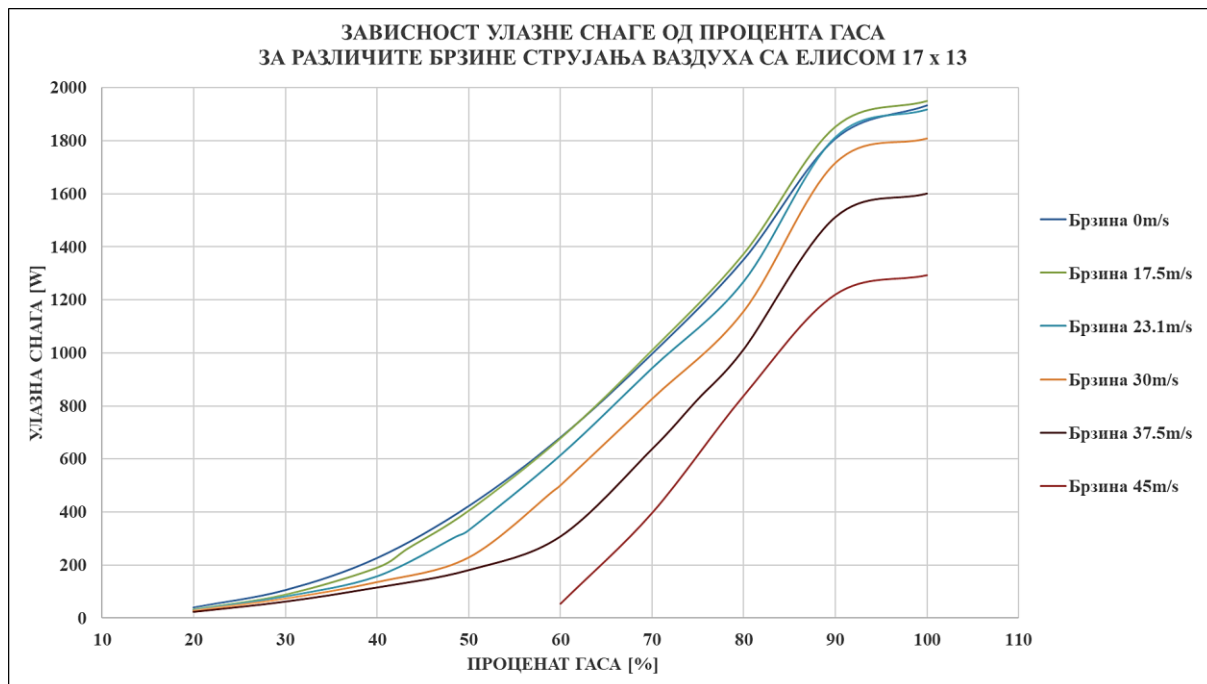


Слика 24: Дијаграм зависности обртног момента од брзине струјања ваздуха при различитим процентима гаса погонске групе са елисом 17 x 13

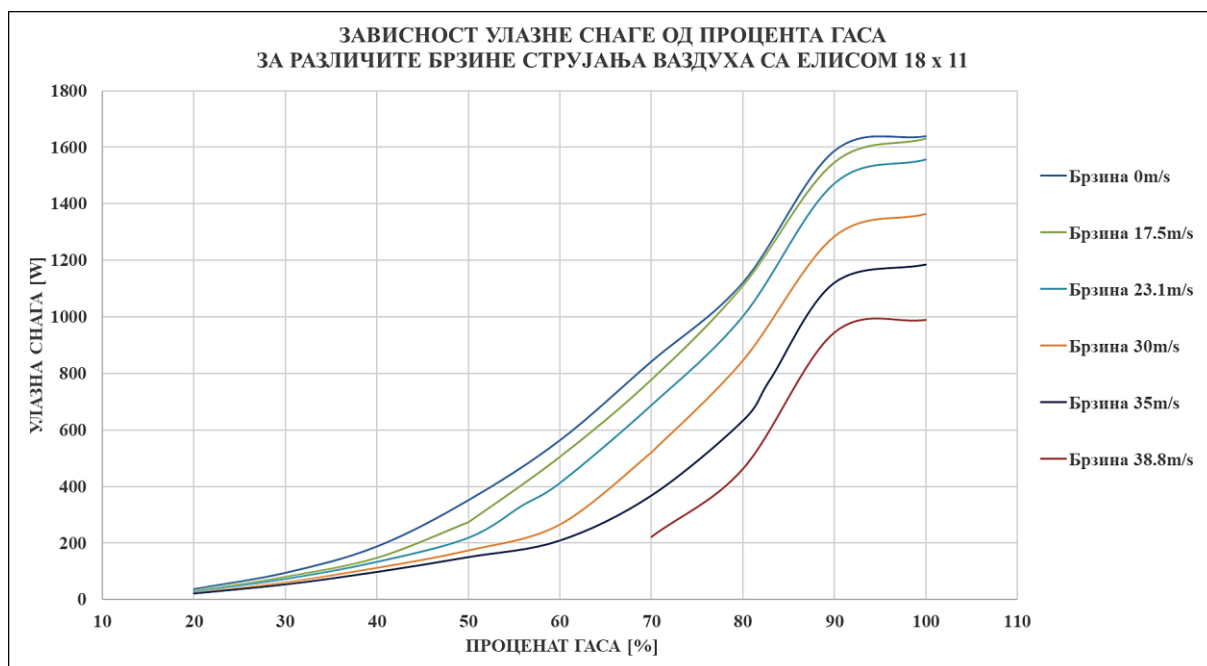


Слика 25: Дијаграм зависности обртног момента од брзине струјања ваздуха при различитим процентима гаса погонске групе са елисом 18 x 11

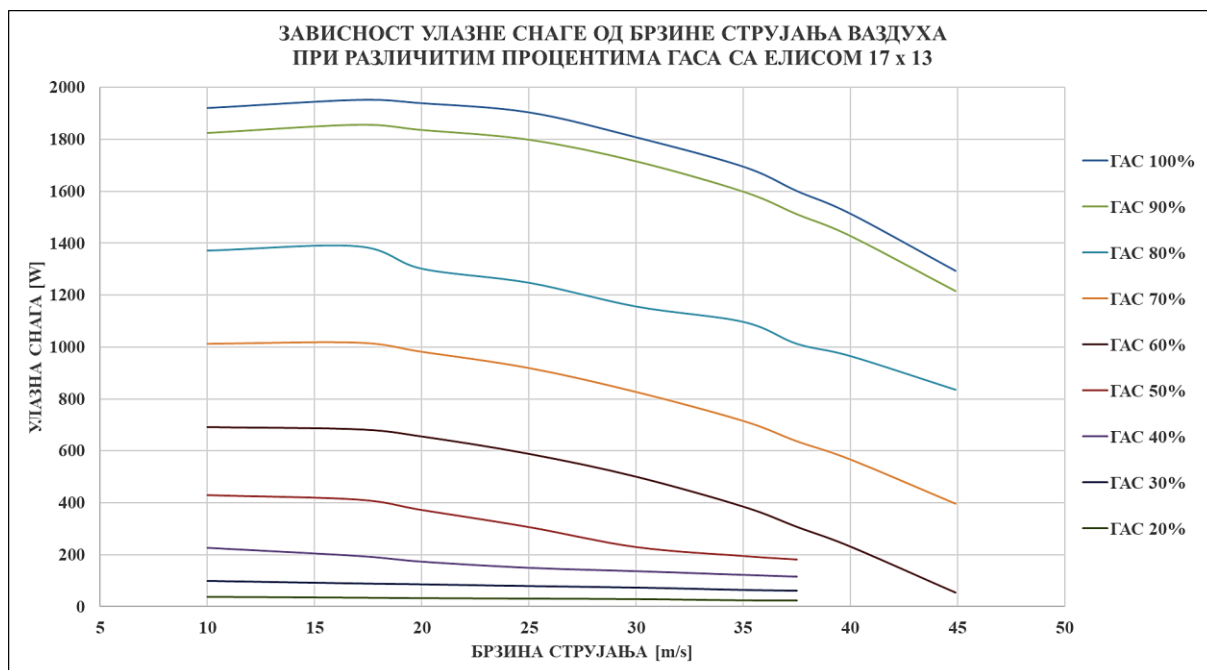
На сликама 26, 27, 28 и 29 приказани су дијаграми улазне снаге у функцији процента гаса, као и дијаграми улазне снаге у функцији брзине струјања ваздуха за обе испитиване елисе.



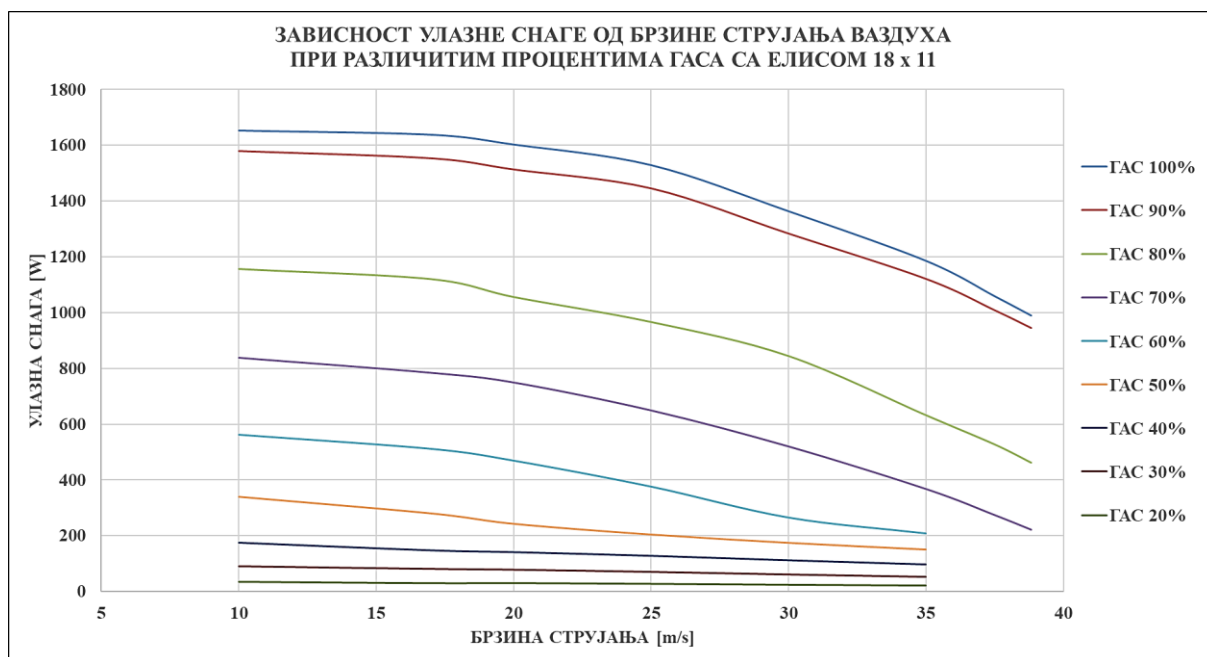
Слика 26: Дијаграм зависности улазне снаге од процента гаса при различитим брзинама струјања ваздуха са елисом 17 x 13



Слика 27: Дијаграм зависности улазне снаге од процента гаса при различитим брзинама струјања ваздуха са елисом 18 x 11

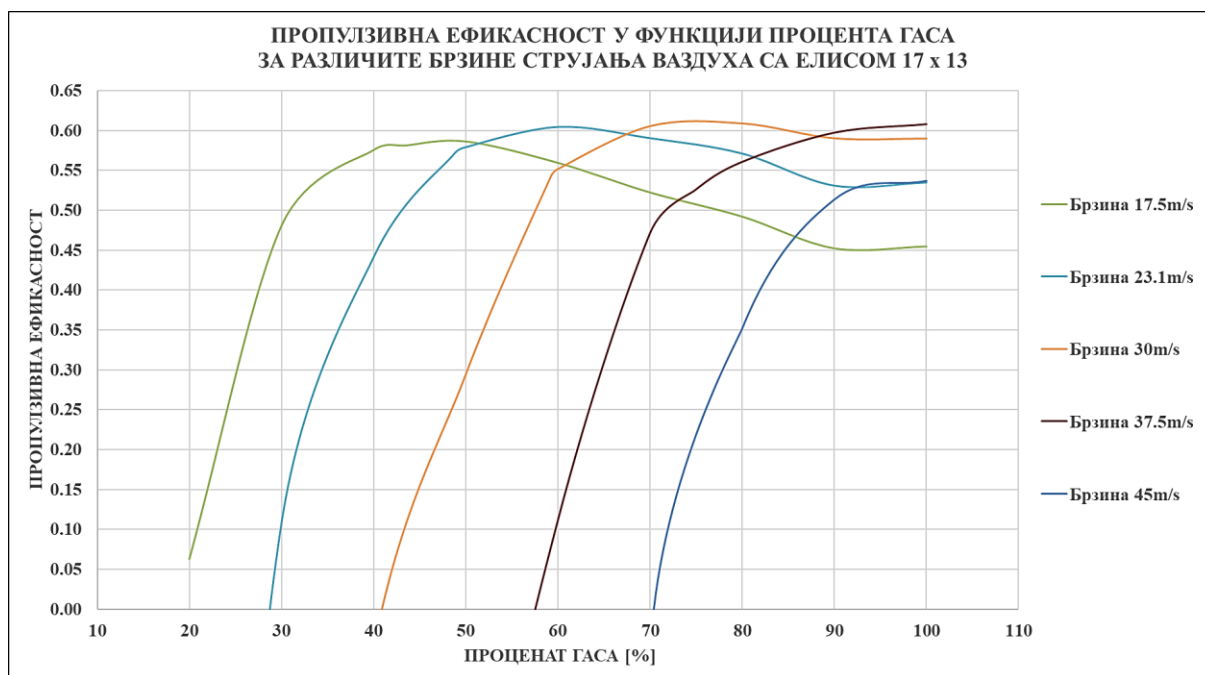


Слика 28: Дијаграм зависности улазне снаге од брзине струјања ваздуха при различитим процентима гаса погонске групе са елисом 17 x 13

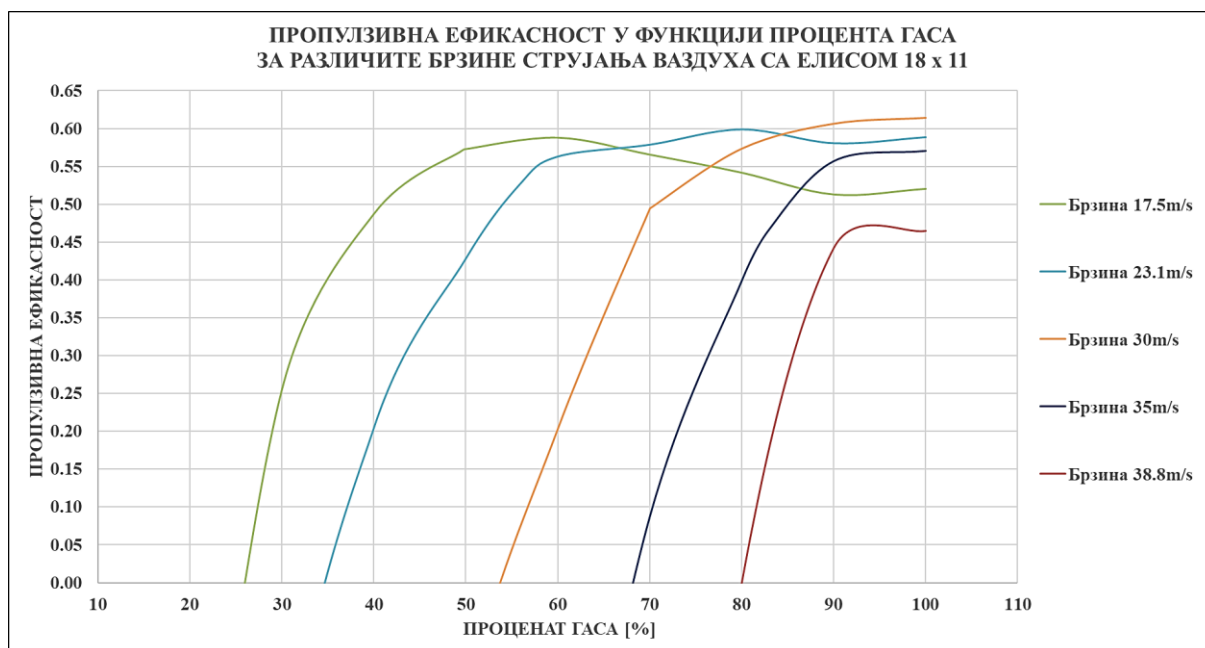


Слика 29: Дијаграм зависности улазне снаге од брзине струјања ваздуха при различитим процентима гаса погонске групе са елисом 18 x 11

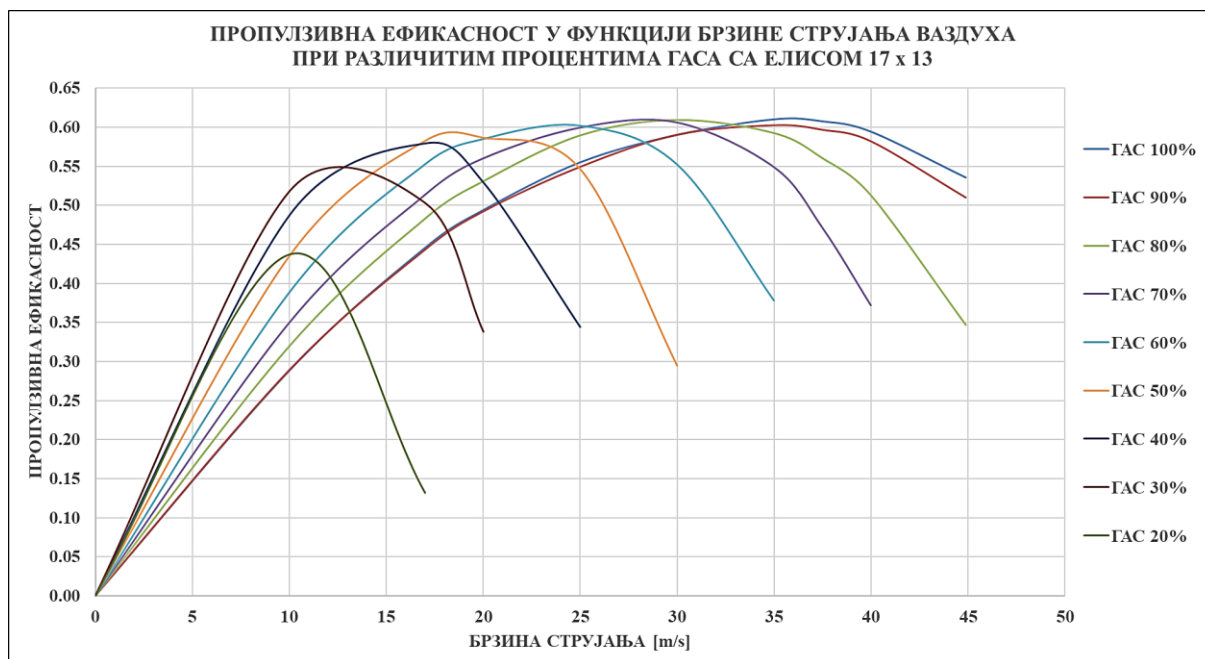
На сликама 30, 31, 32 и 33 приказани су дијаграми пропулзивне ефикасности у функцији процента гаса, као и дијаграми пропулзивне ефикасности у функцији брзине струјања ваздуха за обе испитиване елисе.



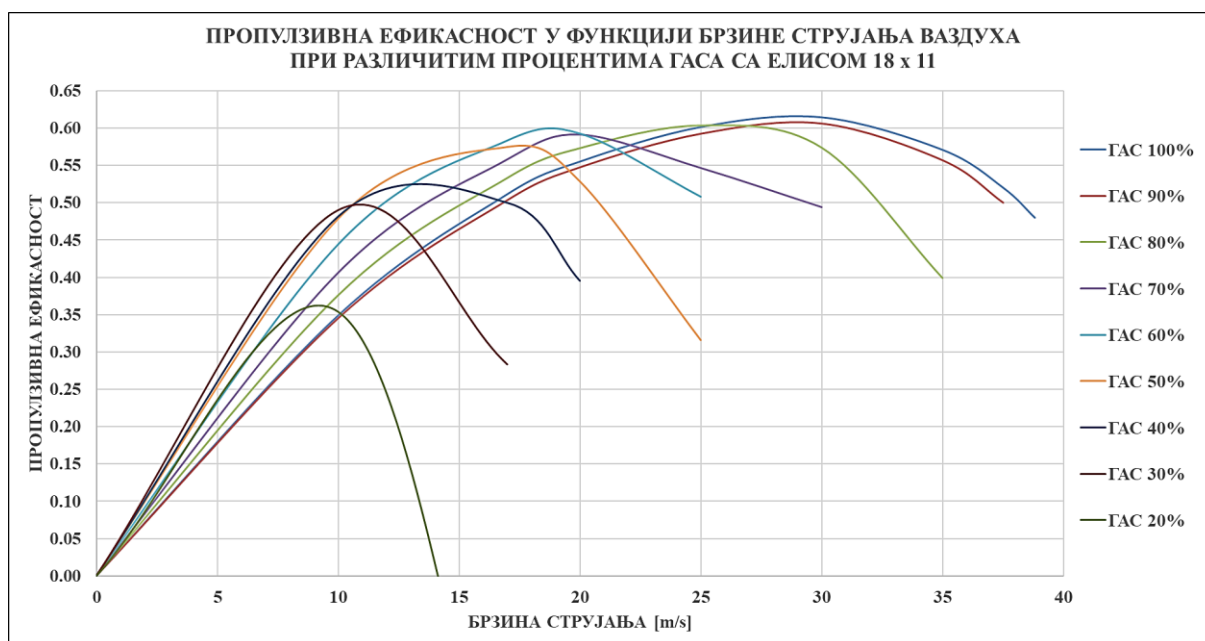
Слика 30: Дијаграм пропулзивне ефикасности у функцији процента гаса при различитим брзинама струјања ваздуха са елисом 17 x 13



Слика 31: Дијаграм пропулзивне ефикасности у функцији процента гаса при различитим брзинама струјања ваздуха са елисом 18 x 11

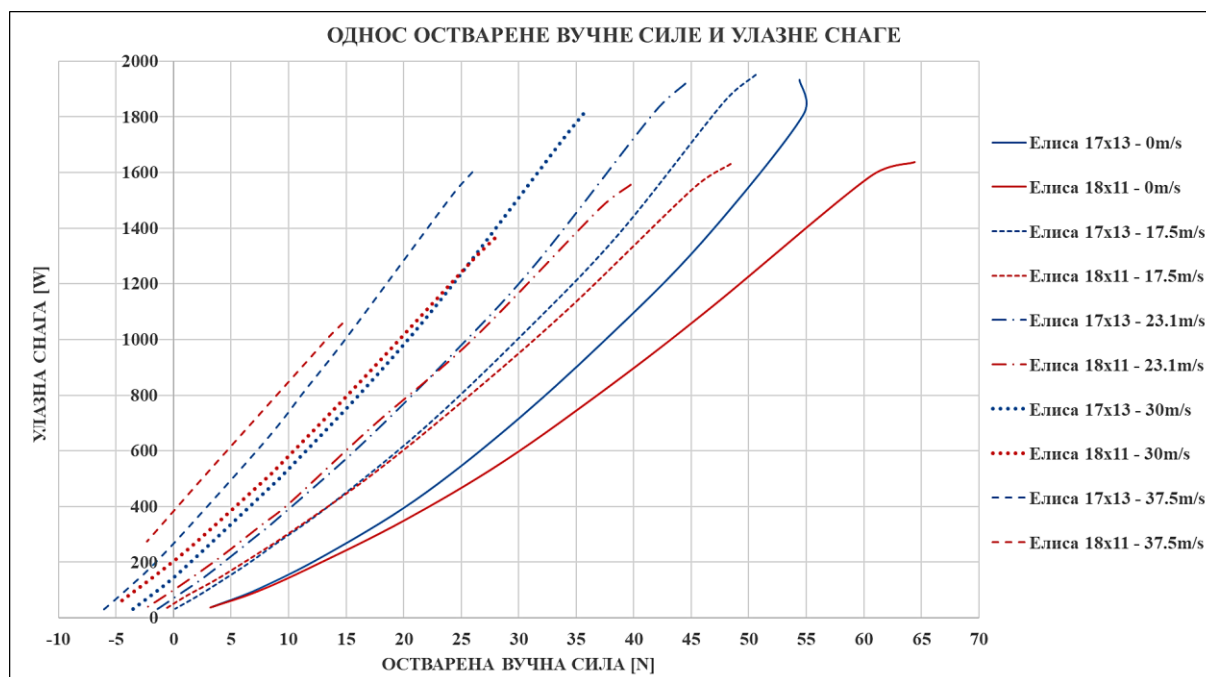


Слика 32: Дијаграм пропулзивне ефикасности у функцији брзине струјања ваздуха при различитим процентима гаса погонске групе са елисом 17 x 13



Слика 33: Дијаграм пропулзивне ефикасности у функцији брзине струјања ваздуха при различитим процентима гаса погонске групе са елисом 18 x 11

На следећој слици, за обе испитиване елисе, приказан је дијаграм односа расположиве вучне силе и улазне снаге при различитим процентима гаса за пет различитих брзина струјања ваздуха:



Слика 34: Дијаграм односа расположиве вучне силе и улазне снаге при различитим процентима гаса и за различите брзине струјања ваздуха за обе елисе

На дијаграму са слике 34 примећено је да елиса 18 x 11 доминира на статичком испитивању, односно када је брзина струјања ваздуха једнака нули. Повећањем брзине струјања, пресек кривих зависности улазне снаге од расположиве вучне силе помера се ка већој вредности силе и елиса 17 x 13 преузима доминацију над елисом 18 x 11. У наставку рада биће детаљније анализирана уочена појава.

5. ПРОРАЧУН КАРАКТЕРИСТИЧНИХ РЕЖИМА ЛЕТА

АПРОКСИМАТИВНОГ МОДЕЛА ЛЕТЕЛИЦЕ

По завршетку статичких и динамичких испитивања прикупљени су резултати и сви параметри рада предметне погонске групе. Међутим, добијене информације нису довољне да би се на адекватан начин извршио одабир елисе и оптимизовале перформансе летелице у карактеристичним режимима лета. За правилан одабир неопходно је одредити услове који директно зависе од одабране летелице. У овом поглављу се разрађује аналитички модел лета који ће представљати основу за одређивање радних тачака погонског система беспилотне летелице.

За потребе овог рада коришћен је апроксимативни аеродинамички модел беспилотне летелице кратког долета. Беспилотне летелице ове класе најчешће су намењене за извиђање из ваздушног простора, као и за дејство по циљевима одбацивањем експлозивних средстава или директним ударом и самоуништењем. Према томе, за наведену конфигурацију беспилотне летелице у наставку су дате геометријске и аеродинамичке карактеристике, уједно и одговарајући прорачуни. Такође, важно је напоменути да је за потребе прорачуна коришћена једна константна вредност густине ваздуха и то она која одговара надморској висини од 300 метара. Наведена надморска висина одговара оној на којој су извршена експериментална статичка и динамичка испитивања.

5.1. Апроксимативни аеродинамички модел беспилотне летелице кратког долета

5.1.1. Основни параметри летелице

Основни параметри апроксимативног модела летелице приказани су у наредној табели:

ОСНОВНЕ ВЕЛИЧИНЕ	ВРЕДНОСТИ
маса летелице – m	10 kg
површина крила – S	0.4 m
фактор индукованог отпора – k	0.05
коэффициент минималног отпора – C_{xmin}	0.03
максимални коэффициент узгона – C_{zmax}	1.43

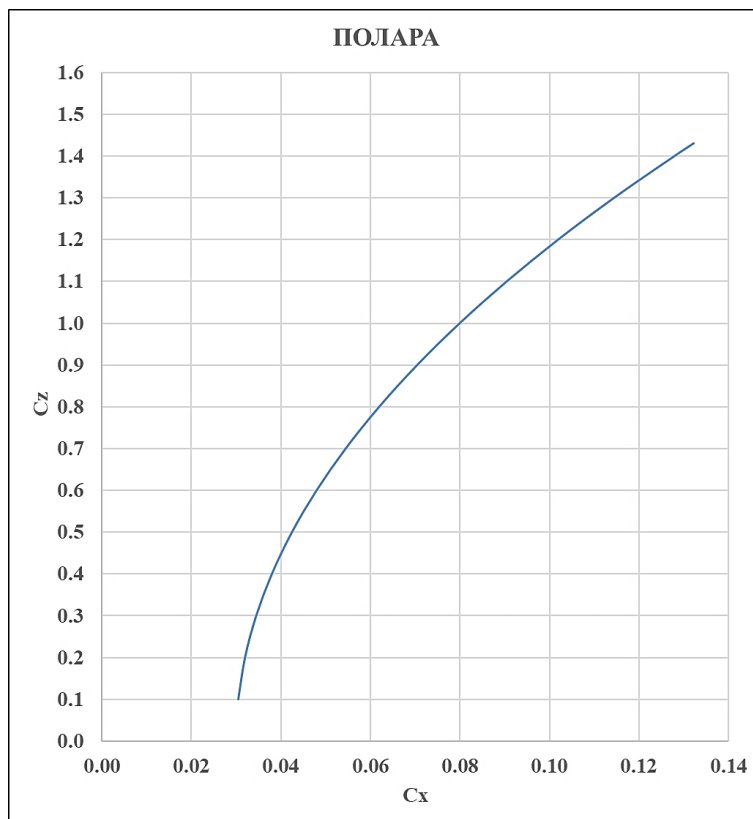
Табела 13: Параметри апроксимативног модела беспилотне летелице

5.1.2. Облик поларе

Полара апроксимативног модела летелице представљена је следећом једначинином (17):

$$C_x = C_{xmin} + k \cdot C_z^2 \quad (17)$$

Облик поларе апроксимативног модела летелице представљен је дијаграмом на слици 35:



Слика 35: Облик поларе апроксимативног модела летелице

5.2. Прорачун потребне вучне силе и снаге

5.2.1. Потребна вучна сила

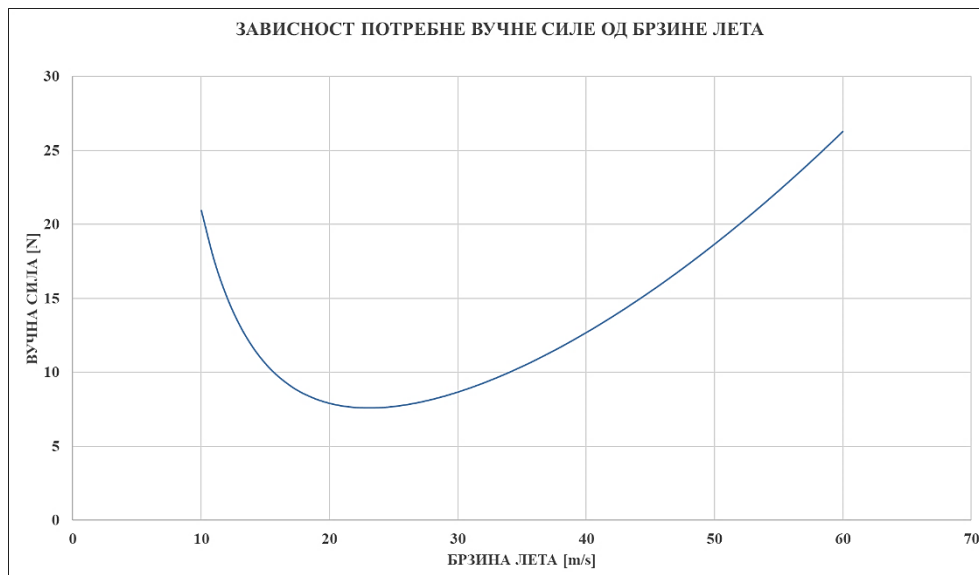
Потребна вучна сила за различите брзине лета произилази из услова (18) да је:

$$T_p = R_x \quad (18)$$

где R_x представља аеродинамички отпор летелице, те ако се у претходно наведен услов уврсти израз за R_x добија се следећа једначина (19):

$$T_p = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_x \quad (19)$$

На основу наведене једначине, познатих константи и одабраних вредности брзина лета израчунате су вредности потребне вучне силе и приказане су у прилогу В овога рада. Дијаграм зависности потребне вучне силе од брзине лета представљен је на слици 36:



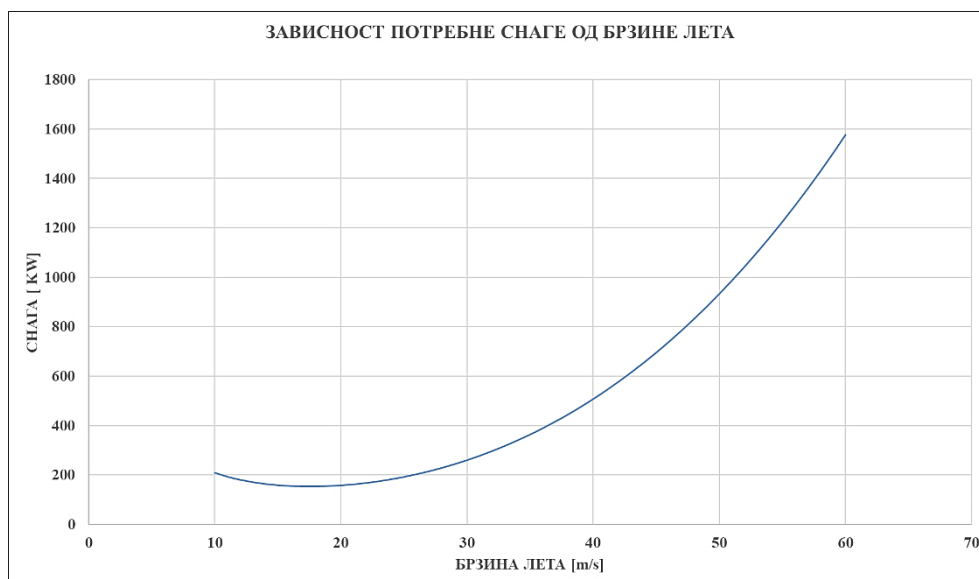
Слика 36: Дијаграм зависности потребне вучне силе од брзине лета

5.2.2. Потребна снага

Потребна снага за различите брзине лета добијена је из производа потребне вучне силе и брзине лета и представљена је у једначини (20):

$$P_p = T_p \cdot V \quad (20)$$

Као и код прорачуна потребне вучне силе, на основу претходно наведене једначине, познатих константи и одабраних вредности брзина лета израчунате су вредности потребне снаге и исте су приказане у прилогу В овога рада. Дијаграм зависности потребне снаге од брзине лета представљен је на слици 37:



Слика 37: Дијаграм зависности потребне снаге од брзине лета

5.3. Прорачун карактеристичних режима лета

5.3.1. Минимална брзина лета

Минимална брзина лета остварује се при максималној вредности аеродинамичког коефицијента узгона C_{Zmax} . Приликом израчунавања вредности за минималну брзину лета коришћен је следећи израз (21):

$$V_{min} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot C_{Zmax}}} \quad (21)$$

Када се у наведени израз уврсте познате вредности добија се следећа вредност минималне брзине лета:

$$V_{min} = 17 \frac{m}{s}$$

При минималној брзини лета, односно максималној вредности аеродинамичког коефицијента узгона C_{Zmax} , израчунате су вредности вучне силе и снаге помоћу једначина (22) и (23):

$$T_{P-Vmin} = m \cdot g \cdot \frac{C_x}{C_{Zmax}} \quad (22)$$

$$P_{P-Vmin} = T_{P-Vmin} \cdot V_{min} \quad (23)$$

и добијене су вредности:

$$T_{P-Vmin} = 9.072 \text{ N}$$

$$P_{P-Vmin} = 154.02 \text{ W}$$

5.3.2. Минимална потребна вучна сила – максимални долет

Обзиром да је режим лета при коме се остварује минимум потребне вучне силе уједно је и режим лета максималне финесе, може се рећи да ће се код класичне погонске групе баш на овом режиму остварити максимални долет. Пошто се у раду разматра електрична погонска група потребно је нагласити да режим максималног долета не мора нужно пратити режим минималне потребне вучне силе, а о чему ће више речи бити у наредном поглављу рада.

До минималне вредности потребне вучне силе долази се сведеном једначином (24):

$$T_{Pmin} = 2 \cdot m \cdot g \cdot \sqrt{k \cdot C_{Xmin}} \quad (24)$$

Када се у наведени израз уврсте познате константе добија се вредност:

$$T_{Pmin} = 7.6 \text{ N}$$

при којој је израчуната вредност брзине лета једнака:

$$V_{Tmin} = 23.1 \frac{m}{s}$$

5.3.3. Минимална потребна снага – максимално време лета

Режим лета са минималном потребном снагом уједно је и режим максималног времена проведеног у лету. За изабрану погонску групу то ће би режим минимума улазне снаге, а о чему ће, такође, више речи бити у следећем поглављу овог рада.

Минимална потребна снага изражена је у сведеној једначини (25):

$$P_{Pmin} = 16 \cdot g \cdot \sqrt[4]{\frac{k^3 \cdot C_{Xmin}}{27}} \cdot \sqrt{\frac{m^3}{S \cdot \delta}} \quad (25)$$

Када се у наведени израз уврсте познате константе добија се вредност:

$$P_{Pmin} = 153.73 \text{ W}$$

при којој је израчуната вредност брзине лета једнака:

$$V_{Pmin} = 17.5 \frac{m}{s}$$

6. ОДРЕЂИВАЊЕ РАДНИХ ТАЧАКА ПОГОНСКЕ ГРУПЕ

Током експерименталних испитивања за сваки задати проценат гаса добијене су жељене карактеристике погонског система. Такође, променом услова у радном делу аеротунела, као и употребом методе интерполације и екстраполације добијене су стварне могућности погонске групе на различитим брзинама струјања ваздуха. Након тога извршен је прорачун основних перформанси апроксимативног модела мале беспилотне летелице и дефинисане су вредности потребне вучне силе и снаге у функцији брзине. Да би се одредио пресек експерименталних и прорачунских вредности и како би се испитивана погонска група интегрисала са моделом, неопходно је дефинисати радне тачке система. Одређивање радних тачака врши се изједначавањем расположиве вучне силе погонске групе (T_r) и потребне вучне силе апроксимативног модела мале беспилотне летелице (T_p), а представљено је у наставку поглавља. Као резултат овог поступка добијене су реални показатељи изабраног модела у лету.

6.1. Принцип одређивања радних тачака

Аеротунелским испитивањима и обрадом резултата, као што је већ објашњено у поглављу четири овог рада, добијене су вредности расположиве вучне силе за различите брзине струјања ваздуха при различитим процентима гаса погонске групе. Такође, у поглављу под називом „Прорачун перформанси беспилотне летелице“, добијене су вредности вучне силе потребне за хоризонтални лет апроксимативног модела летелице при некој брзини. Обзиром да је проценат гаса задаван од 20% до 100% инкрементом од 10%, неопходно је пронаћи експлицитне вредности свих мерених физичких величина. Да би се направио пресек експерименталног и прорачунског сегмента извршена је линијска интерполација и добијене су радне тачке система преко израза (26):

$$x = x_1 + \frac{T_p - T_1}{T_2 - T_1} \cdot (x_2 - x_1) \quad (26)$$

где су:

x – интерполирана вредност

x_1 – одговарајућа измерена вредност при мањем проценту гаса

x_2 – одговарајућа измерена вредност при већем проценту гаса

T_p – вредност потребне вучне силе за посматрану брзину струјања ваздуха

T_1 – вредност вучне силе за мањи посматрани проценат гаса

T_2 – вредност вучне силе за већи посматрани проценат гаса

На основу наведене једначине извршена је интерполација и добијене су вредности процента гаса, напона, јачине електричне струје, обртног момента и улазне и потребне снаге за жељене радне тачке система. У наставку је дат табеларни приказ резултата:

ЕЛИСА 17x13 – РАДНЕ ТАЧКЕ СИСТЕМА								
V [m/s]	ГАС [%]	U [V]	I [A]	Тр [N]	Q [Nm]	Pp [W]	Pul [W]	ηP
10	52.75	31.09	16.18	20.93	0.90	209.30	501.71	0.417
17	43.25	31.79	8.38	9.07	0.54	154.23	265.52	0.581
17.5	43.43	31.79	8.35	8.77	0.54	153.79	264.45	0.582
18	43.66	31.79	8.36	8.55	0.53	153.96	264.94	0.581
19	44.34	31.77	8.50	8.18	0.53	155.38	269.22	0.577
20	45.26	31.73	8.78	7.91	0.54	158.21	277.69	0.570
21	46.10	31.72	9.00	7.73	0.54	162.40	284.60	0.571
22	47.19	31.70	9.31	7.63	0.55	167.92	294.40	0.570
23.1	48.63	31.66	9.74	7.60	0.57	175.28	307.89	0.569
24	50.11	31.62	10.20	7.62	0.59	182.94	322.51	0.567
25	51.35	31.57	10.92	7.70	0.61	192.44	344.09	0.559
26	52.73	31.52	11.69	7.82	0.63	203.26	367.21	0.554
30	59.23	31.28	15.34	8.67	0.75	260.18	479.45	0.543
35	68.84	30.79	22.02	10.40	0.93	363.91	676.92	0.538
37.5	74.86	30.40	27.08	11.48	1.07	430.46	820.11	0.525
40	80.36	29.94	32.84	12.69	1.15	507.53	965.97	0.525
45	100.00	29.79	43.42	15.44	1.51	693.06	1293.64	0.536

Табела 14: Приказ радних тачака система са елисом 17 x 13

ЕЛИСА 18x11 – РАДНЕ ТАЧКЕ СИСТЕМА								
V [m/s]	ГАС [%]	U [V]	I [A]	Тр [N]	Q [Nm]	Pp [W]	Pul [W]	ηP
10	55.34	31.16	14.77	20.93	0.77	209.30	459.06	0.456
17	49.21	31.74	8.50	9.07	0.49	154.23	269.74	0.572
17.5	49.66	31.74	8.49	8.77	0.48	153.79	269.29	0.571
18	50.12	31.74	8.53	8.55	0.48	153.96	270.48	0.569
19	50.96	31.72	8.75	8.18	0.48	155.38	277.20	0.561
20	51.99	31.70	9.11	7.91	0.48	158.21	287.92	0.549
21	52.97	31.70	9.47	7.73	0.49	162.40	299.21	0.543
22	54.21	31.69	9.93	7.63	0.50	167.92	313.77	0.535
23.1	55.88	31.68	10.54	7.60	0.51	175.28	332.96	0.526
24	57.69	31.66	11.17	7.62	0.54	182.94	352.99	0.518
25	60.07	31.63	11.97	7.70	0.56	192.44	378.60	0.508
26	62.03	31.56	13.00	7.82	0.59	203.26	409.15	0.497
30	70.14	31.25	16.80	8.67	0.67	260.18	524.95	0.496
35	83.00	30.83	25.40	10.40	0.89	363.91	779.02	0.467
37.5	88.11	30.55	30.11	11.48	0.97	430.46	916.88	0.469
38.8	100.00	30.68	32.25	12.23	1.12	474.71	989.40	0.480

Табела 15: Приказ радних тачака система са елисом 18 x 11

Добијене вредности дефинишу радне тачке система и представљају основ за даљу анализу и поређење дефинисаних конфигурација погонске групе, а самим тим омогућавају остваривање предуслова за избор оптималне елисе.

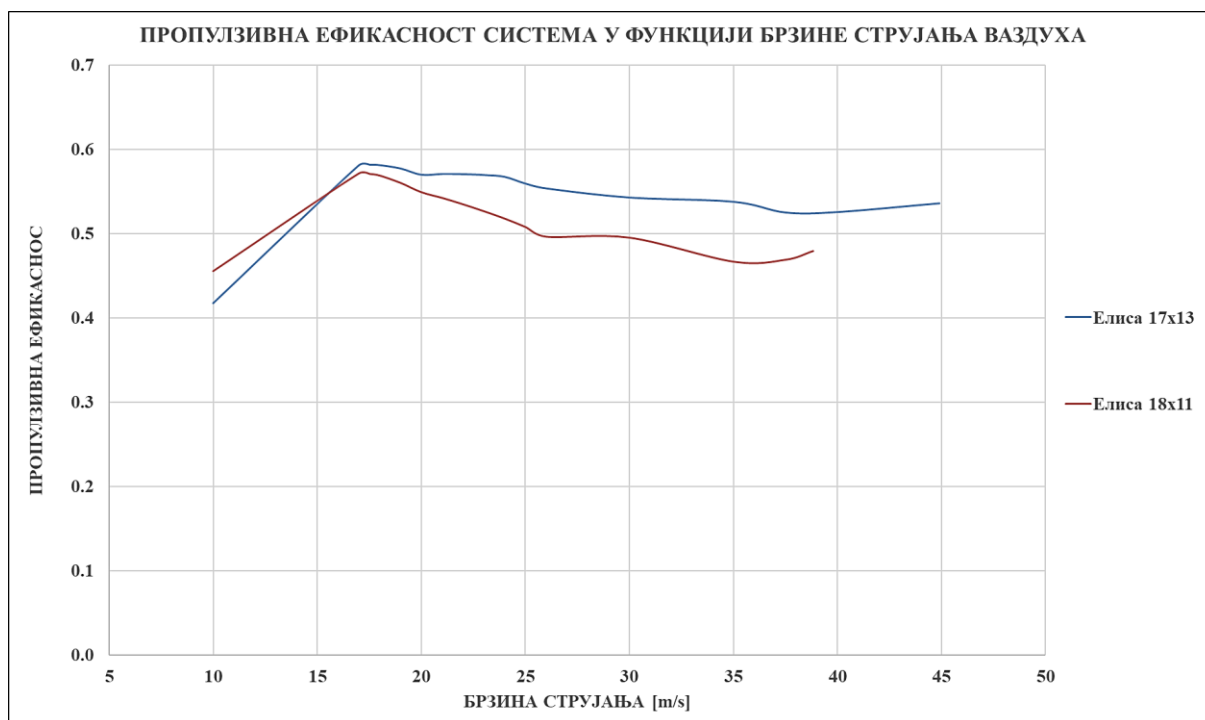
7. АНАЛИЗА ЕКСПЕРИМЕНТАЛНИХ И ПРОРАЧУНСКИХ РЕЗУЛТАТА

Одређивањем радних тачака обезбеђени су сви неопходни параметри рада погонског система са обе елисне конфигурације. Прибављањем тих података створени су услови за упоређивање резултата и анализу система у изабраним карактеристичним режимима лета. На основу анализе комплетне слике података, у овом поглављу биће извршен одабир елисе ради оптимизације перформанси апроксимативног модела мале беспилотне летелице у режиму максималне брзине, максималног долета и максималног трајања лета.

7.1. Анализа енергетске ефикасности погонске групе

7.1.1. Пропулзивна ефикасност система

На основу добијених вредности потребне и улазне снаге извршен је прорачун пропулзивне ефикасности система помоћу једначине (15) за обе посматране елисне конфигурације. Упоредни дијаграми представљени су на слици 38.

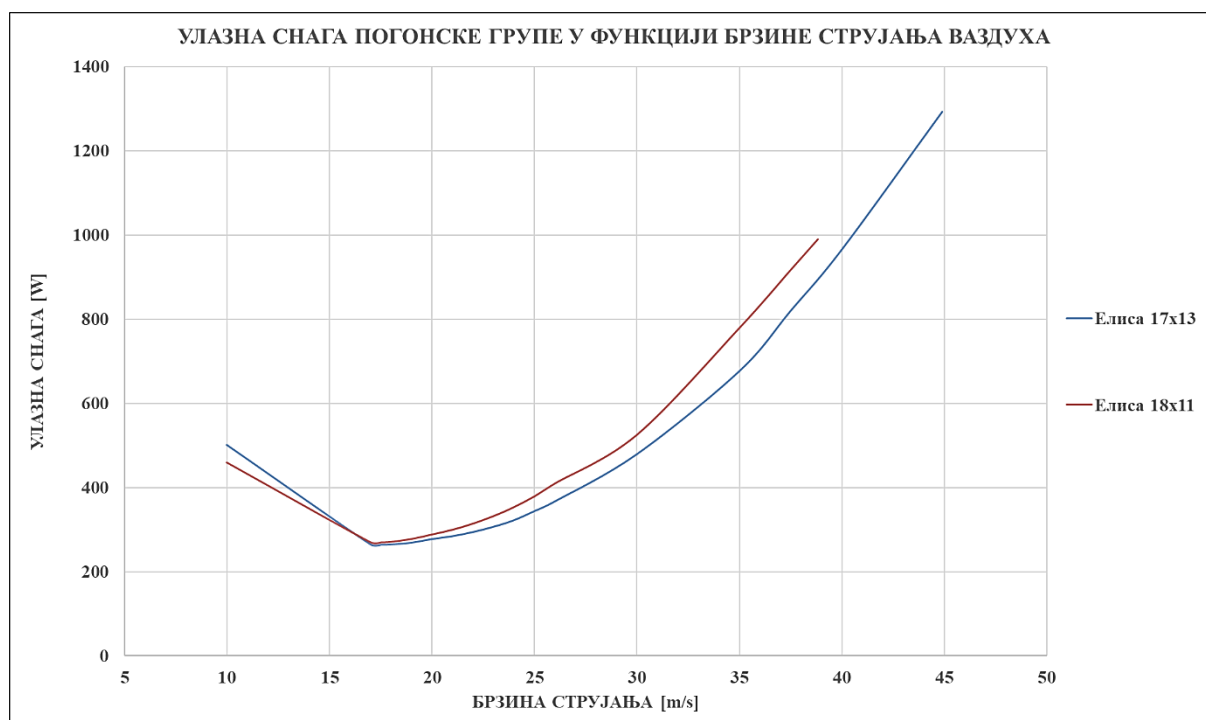


Слика 38: Упоредни дијаграм пропулзивне ефикасности система са елисом 17 x 13 и елисом 18 x 11

На основу добијених резултата и дијаграма са слике 38 може се закључити да је елиса 18 x 11, као што је примећено и анализом статичких испитивања, енергетски ефикаснија на нижим брзинама струјања ваздуха, а које су мање од минималне прорачунате брзине лета апроксимативног модела летелице која износи $17 \frac{m}{s}$. На брзинама изнад минималне потребне за лет, елиса 17 x 13 узима примат и постаје фаворит по разматраном критеријуму.

7.1.2. Анализа утрошене енергије

Анализа утрошене енергије огледа се кроз анализу улазне снаге. Улазна снага сама по себи представља енергију неопходну за остваривање изабраних режима лета. Такође, улазна снага може се поистоветити са утрошеном електричном енергијом, јер она и настаје из производа напона и јачине електричне струје неопходне за рад погонске групе. Ради анализе утрошене енергије на слици 39 представљен је упоредни приказ улазних снага за обе посматране елисне конфигурације.



Слика 39: Упоредни дијаграм улазних снага система са елисом 17 x 13 и елисом 18 x 11

Као и код анализе пропелзивне ефикасности система, на основу добијених резултата и дијаграма са слике 39 може се закључити да је са елисом 18 x 11, утрошено мање енергије на нижим брзинама струјања ваздуха, а које су уједно мање од минималне прорачунате брзине лета апроксимативног модела летелице. Ово је такође установљено и анализом статичких испитивања. На брзинама изнад минималне потребне за лет, елиса 17 x 13 поново узима примат и постаје фаворит и по овом разматраном критеријуму.

7.1.3. Анализа оствареног обртног момента

Осим утрошене енергије и зависности потребне од улазне снаге, извршена је и анализа обртног момента. Обртни момент директно пружа информацију „колико ваздуха елиса захвата“, односно указује на потенцијалне способности елисе у струји ваздуха. Упоредни дијаграм обртних момента приказан је на слици 40.



Слика 40: Упоредни дијаграм обртних момента система са елисом 17 x 13 и елисом 18 x 11

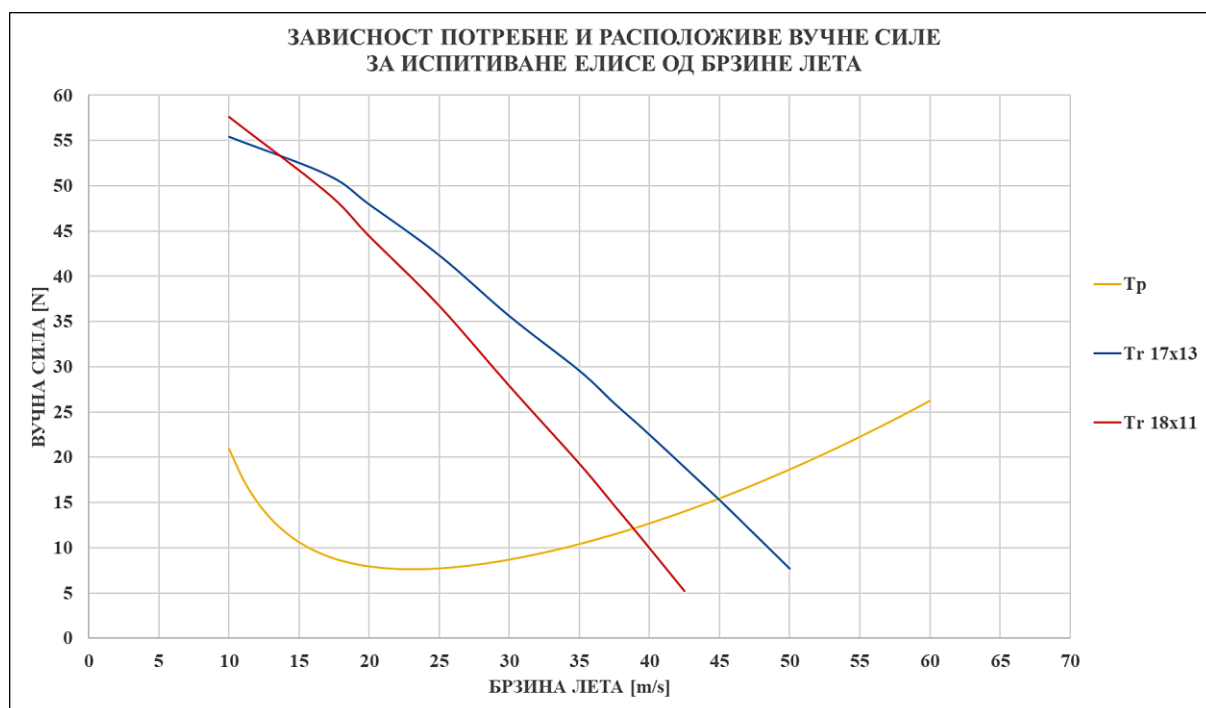
Посматрањем добијених резултата обртних момента обе елисне конфигурације изведен је закључак да елиса 17 x 13, у целом домену брзина, остварује већу вредност момента. Слично као и код статичких испитивања, увиђа се да је већи корак елисе 17 x 13 у односу на елису 18 x 11 пресудно утицао на примећену појаву.

Узимањем у обзир да елиса 17 x 13 остварује повољније вредности пропульзивне ефикасности и потрошње енергије, а да при томе изискује веће вредности обртног момента, закључује се да је у сва три посматрана критеријума поменута елиса фаворит и претпоставља се да ће остварити боље резултате за сва три изабрана режима лета.

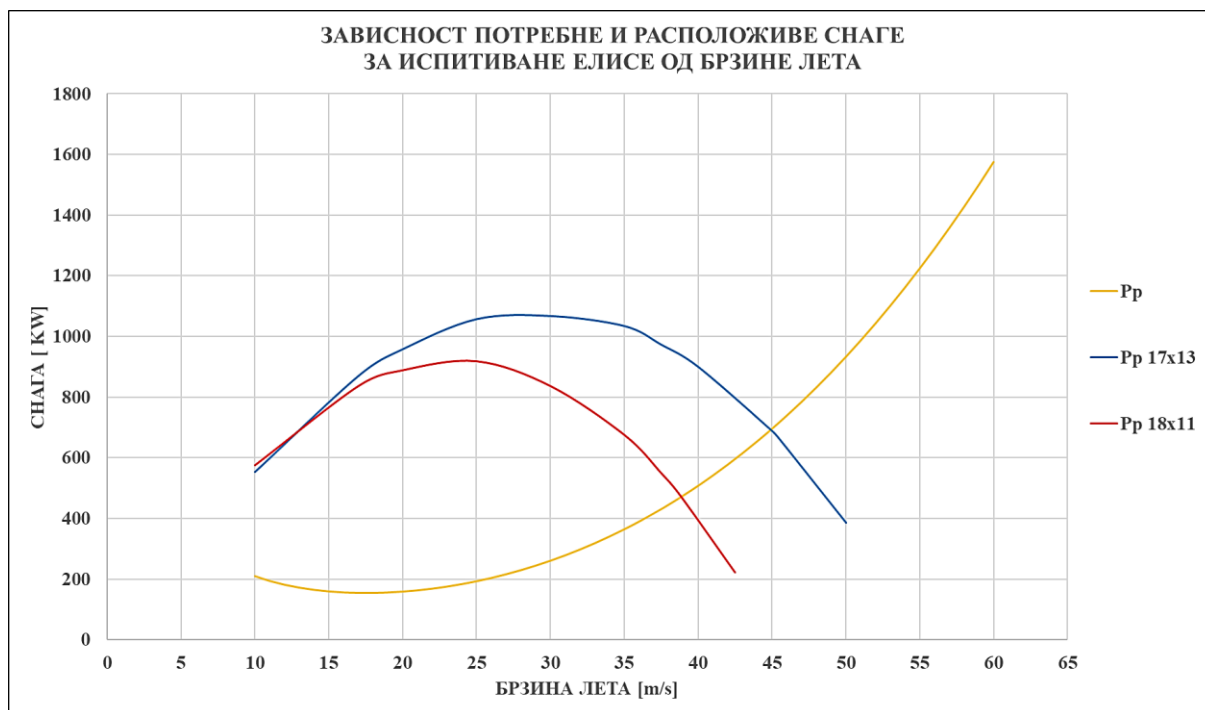
7.2. Анализа изабраних карактеристичних режима лета

7.2.1. Анализа режима максималне брзине лета

Максимална брзина лета је, када су у питању мале беспилотне летелице кратког долета, један од најбитнијих карактеристика система. Поменуте летелице често имају задатак да за што краће време изврше дејство по одређеном циљу, стога је изузетно пожељна што већа вредност максималне брзине лета. Максимална брзина лета добија се изједначавањем највеће вредности расположиве и потребне вучне силе, односно највеће вредности расположиве и потребне снаге неопходне за лет при одређеној брзини. Одређивање максималне врзине лета реализовано је на основу експериментално добијених вредности о расположивој вучној сили и снази на 100% гаса при различитим брзинама струјања ваздуха у радном делу аеротунела, као и на основу прорачунских вредности везаних за одабрани апроксимативни модел летелице. На слици 41 приказан је упоредни дијаграм зависности расположиве и потребне вучне силе, док је на слици 42 приказан упоредни дијаграм зависности расположиве и потребне снаге у функцији брзине струјања ваздуха за обе испитиване елисе.



Слика 41: Упоредни дијаграм зависности расположиве и потребне вучне силе у функцији брзине струјања ваздуха за погонске конфигурације са елисама 17 x 13 и 18 x 11



Слика 42: Упоредни дијаграм зависности расположиве и потребне снаге у функцији брзине струјања ваздуха за погонске конфигурације са елисама 17 x 13 и 18 x 11

Са датих приказа расположивих и потребних вучних сила и снага може се закључити да елиса 17 x 13 остварује значајно веће вредности максималне брзине лета. Разлог томе огледа се у бољој енергетској ефикасности и већем обртном моменту елисе 17 x 13 у поређењу са ривалом 18 x 11, што је већ установљено у претходном делу рада.

За обе погонске конфигурације израчуната је вредност пресека криве расположиве и криве потребне вучне силе, односно расположиве и потребне снаге. Тачке пресека представљају вредности максималних брзина и износе:

$$V_{\max 17 \times 13} = 45 \frac{m}{s};$$

$$V_{\max 18 \times 11} = 38.8 \frac{m}{s}.$$

Из приложених вредности може се закључити да се употребом елисе 17 x 13 у односу на елису 18 x 11 остварује већа вредност максималне брзине лета за 16%.

Сумирањем резултата анализе закључено је да је за оптимизацију режима лета апроксимативног модела мале беспилотне летелице при максималној брзини, елиса пречника 17 инча и корака од 13 инча одличан кандидат за избор.

7.2.2. Анализа режима максималног долета

Максимални долет представља највеће растојање које летелица може направити у једном правцу лета. Као и код максималне брзине, максимални долет је веома битан режим лета беспилотне летелице. На основу вредности максималног долета беспилотне летелице се деле на летелице малог, средњег и великог долета, а на основу чега се одређује и намена истих.

Режим максималног долета представља режим код кога је однос остварене брзине лета и улазне снаге највећи. Полазећи од те премисе, а ради одређивања предметног режима, уведен је појам специфичног долета, који представља пређено растојање у јединици енергије, и представљен је једначином (27):

$$L_s = \frac{V}{P_{ul}} \left[\frac{m}{J} \right] \quad (27)$$

Производом вредности специфичног долета и укупне енергије батеријског пакета израчунава се вредност оствареног долета. Израз за израчунавање долета дат је у једначини (28):

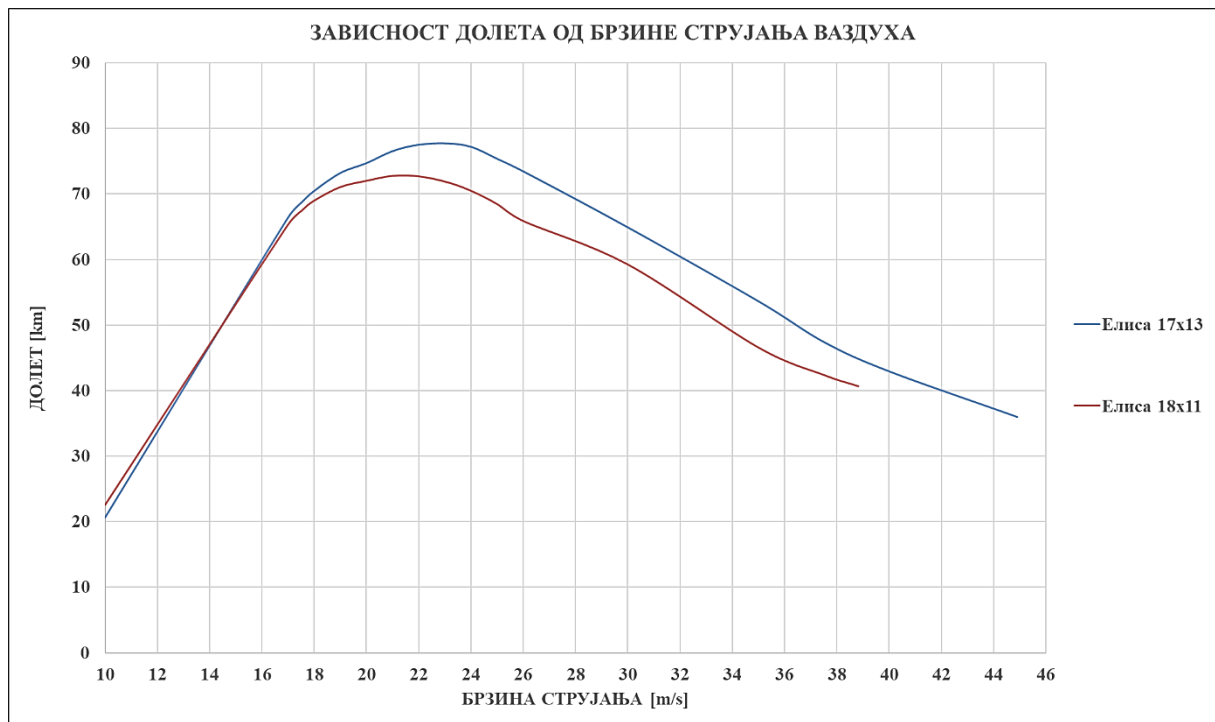
$$L = L_s \cdot E_{bat} [m] \quad (28)$$

На основу наведене једначине, извршен је прорачун вредности долета при различитим брзинама лета апроксимативног модела летелице са два елисама различитих димензија. Анализом добијених резултата утврђено је да се максимални долет са елисом 17 x 13 постиже при брзини струјања од $23.1 \frac{m}{s}$, док се вредност максималног долета употребом елисе 18 x 11 постиже при брзини струјања од $21 \frac{m}{s}$. Вредности максималног долета за обе елисе износе:

$$L_{\max 17 \times 13} = 77.68 \text{ km} \text{ при брзини } V_{L_{\max 17 \times 13}} = 23.1 \frac{m}{s};$$

$$L_{\max 18 \times 11} = 72.77 \text{ km} \text{ при брзини } V_{L_{\max 18 \times 11}} = 21 \frac{m}{s}.$$

На основу резултата прорачуна, криве долета за обе елисе представљене су дијаграмом на слици 43, у функцији брзине струјања ваздуха.



Слика 43: Дијаграм оствареног долета у функцији брзине струјања ваздуха са елисом 17 x 13 и елисом 18 x 11

Анализом резултата прорачуна и приказаног дијаграма закључује се да се употребом елисе 17 x 13 остварује већа вредност максималног долета за 6.75% у односу на погонску конфигурацију са елисом 18 x 11.

Сумирањем резултата анализе закључено је да за оптимизацију режима максималног долета апроксимативног модела мале беспилотне летелице, елиса пречника 17 инча и корака од 13 инча постаје одличан кандидат за избор.

7.2.3. Анализа режима максималног трајања лета

Апроксимативни модел беспилотне летелице који је коришћен за потребе овог рада базиран је на моделима беспилотних летелица који су често намењени за извиђање и навођење из ваздушног простора. Обзиром на наведену намену јасно је да ће режим максималног трајања лета такође бити, као и режими највеће брзине и долета, врло битан показатељ могућности посматраног модела беспилотне летелице.

Режим максималног трајања лета представља режим код кога је улазна снага, односно потрошња енергије батеријског пакета минимална. Самим тим, време трајања лета произилази из количника укупне енергије батерије и улазне снаге. Израз за израчунавање трајања лета представљен је у једначини (29):

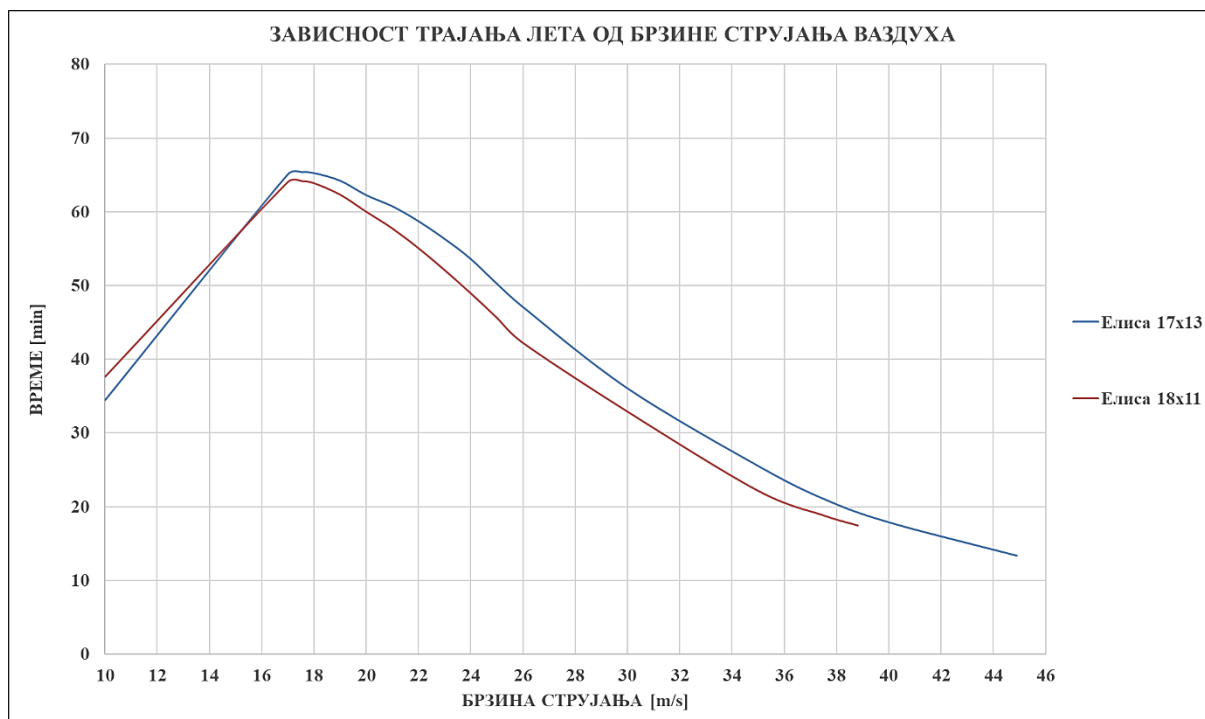
$$t = \frac{E_{bat}}{P_{ul}} [s] \quad (29)$$

На основу наведене једначине прорачунате су вредности трајања при различитим брзинама лета апроксимативног модела летелице са две елисе различитих димензија. Анализом добијених резултата утврђено је да се максимално трајање лета са елисом 17 x 13, као и употребом елисе 18 x 11 постиже при брзини струјања од $17.5 \frac{m}{s}$. Вредности максималног трајања лета за обе елисе износе:

$$t_{\max 17 \times 13} = 65.34 \text{ min при брзини } V_{t\max 17 \times 13} = 17.5 \frac{m}{s};$$

$$t_{\max 18 \times 11} = 64.17 \text{ min при брзини } V_{t\max 18 \times 11} = 17.5 \frac{m}{s}.$$

На основу резултата прорачуна, криве трајања лета за обе елисе представљене су дијаграмом на слици 44, у функцији брзине струјања ваздуха.



Слика 44: Дијаграм трајања лета у функцији брзине струјања ваздуха са елисом 17 x 13 и елисом 18 x 11

Анализом резултата прорачуна и приказаног дијаграма закључује се да се употребом елисе 17 x 13 остварује већа вредност максималног трајања лета за 1.82% у односу на погонску конфигурацију са елисом 18 x 11, што представља малу разлику у погледу максималног трајања лета.

Сумирањем резултата анализе закључено је да за оптимизацију режима максималног трајања лета апроксимативног модела мале беспилотне летелице, обе елисе представљају потенцијални избор, с тим да елиса пречника 17 инча и корака од 13 инча ипак остварује минимално боље вредности максималног трајања лета.

8. ДИСКУСИЈА И ОДАБИР ОПТИМАЛНЕ ЕЛИСЕ

Током претходних поглавља извршено је експериментално испитивање елиса у статичким и динамичким условима. Након тога извршен је прорачун и добијен је аналитички модел лета апроксимативног модела мале беспилотне летелице. Да би се извршило повезивање експеримента и прорачуна одређене су радне тачке система. Извршена је и анализа резултата и изведени су неопходни закључци. Сада је неопходно међусобно повезати све изведене закључке из претходног дела рада, ближе их објаснити и извршити оптимизацију перформанси беспилотне летелице одабиром адекватне елисе. Ово поглавље за циљ има управо то да прикупи, ближе објасни и увеже све изнете закључке, као и да се на крају јасно дефинише разлог за одабир елису и начин на који је избором елисе извршена оптимизација перформанси апроксимативног модела беспилотне летелице.

8.1. Поређење резултата експерименталних испитивања

8.1.1. Статичка испитивања

Током вршења испитивања у статичким условима утврђено је да елисе већих пречника остварују веће вредности вучне силе. Због тога елисе димензија 17 x 11, 17 x 13 и 18 x 11 остварују приметно већу статичку силу од елиса 16 x 10 и 16 x 13.

Закључено је и да елисе са већим пречником, а нарочито кораком изазивају веће вредности обртног момента што нужно изискује и веће вредности улазне (утрошене) снаге. Обзиром на то, потпуно је разумљиво да елиса димензија 17 x 13 остварује највеће док елиса 16 x 10 најмање вредности поменутих физичких величина.

Сагледавањем претходна два закључка може се констатовати да ће по критеријуму показатеља вучне силе по јединици снаге најбоља бити елиса са средњим до највећим пречником и најмањим кораком. Чињеница да елиса 18 x 11 остварује најбоље резултате по предметном критеријуму оправдава постављену констатацију.

На основу закључка о оствареној статичкој вучној сили, елисе пречника и корака 16 x 10 и 16 x 13 нису разматране као кандидати за динамичка испитивања. Елиса 18 x 11 је, као најбољи представник од пет разматраних примера у статичким условима, прва изабрана за аеротунелска испитивања. Иако је елиса 17 x 11 у погледу остварене силе, као и критеријума показатеља вучне силе по јединици снаге остварила боље резултате, ипак је као други избор за даља испитивања у аеротунелу узета елиса 17 x 13. Елиса 17 x 13 иако остварује најнепожељније (највеће) вредности улазне снаге, остварила је и највеће вредности обртног момента што представља потенцијал за постизање бољих резултата у струји ваздуха.

8.1.2. Динамичка испитивања

Као што је раније поменуто, испитивање у статичким условима не пружа потпуни увид у стање пропулзивног система управо због недостатка струје ваздуха. Тај недостатак највише утиче на елисе са већим кораком, јер је за њихову ротацију неопходно знатно више улазне енергије када се морају покренути кроз ваздух који „мирује“. Због тога је било потребно извршити динамичка испитивања, комплетирати слику стања пропулзивног система и на основу свих параметара донети закључке и изабрати оптималну елису.

Током динамичких испитивања утврђено је да елиса 18 x 11 остварује веће вредности вучне силе и боље резултате односа остварене силе и улазне снаге, али само на нижим брзинама струјања ваздуха. Елиса 17 x 13 постиже боље резултате посматраних критеријума и преузима вођство на брзинама струјања ваздуха већим од $17 \frac{m}{s}$.

Осим што постиже веће вредности вучне силе и боље резултате односа остварене силе и улазне снаге, елиса 17 x 13 такође, на брзинама струјања ваздуха већим од $17 \frac{m}{s}$, постиже боље резултате по разматраном критеријуму пропулзивне ефикасности.

Поред наведеног, потребно је усмерити пажњу на то да елиса 17 x 13 остварује и веће вредности обртног момента у целом брзинском дијапазону.

Уколико се сагледају наведене тврдње и закључци, а притом се обрати пажња на прорачун стационарних перформанси апроксимативног модела беспилотне летелице према коме минимална брзина потребна за лет износи баш $17 \frac{m}{s}$, може се врло лако закључити да ће елиса 17 x 13 обезбедити повољније услове и да ће бити адекватнији одабир за оптимизацију перформанси предметног модела беспилотне летелице.

8.2. Разлог одређивања радних тачака система

Експерименталним испитивањима добијене су вредности параметара погонске групе али за одређене брзине струјања ваздуха и за проценте гаса од 20% до 100%, променама по 10%. Прорачуном основних карактеристика апроксимативног модела мале беспилотне летелице дефинисане су вредности потребне вучне силе и снаге у функцији брзине. Такође, израчунате су вредности брзина, потребне вучне силе и снаге за све карактеристичне режиме лета. Да би се обезбедили услови за анализу система са две различите елисе и да би се уједно одредило на који начин и у којој мери утичу на перформансе летелице у изабраним режимима лета, било је неопходно одредити радне тачке система. Радна тачка система представља пресек прорачунате потребне и остварене расположиве вучне силе. Тај пресек се, за сваки посматрани режим лета, налази на тачно одређеној брзини струјања ваздуха при

тачно одређеном проценту гаса. Брзина струјања ваздуха израчуната је аналитичким путем помоћу величина који дефинишу модел летелице, а добијање података на тачно одређеној брзини вршено је интерполацијом и екстраполацијом свих добијених параметара рада пропулзивног система према релацији (16). Одређивање тачног процента гаса радне тачке, као и осталих физичких величина које дефинишу погонску групу, вршено је линијском интерполацијом између две познате вредности, а на основу прорачуном добијене потребне вучне силе за лет при одређеној брзини. Одређивање тачног процента гаса радне тачке, као и осталих физичких величина које дефинишу погонску групу, вршено је према изразу (26).

На основу дефинисаног начина и приказаних једначина извршено је одређивање радних тачака система. Тиме су били обезбеђени сви услови за извршење анализу и поређење дефинисаних конфигурација погонске групе, а самим тим представљају остваривање предуслова за избор елисе ради оптимизације долета, трајања и максималне брзине лета.

8.3. Одабир оптималне елисе

Након прикупљања, обраде и анализе свих резултата коначно се може извршити одабир елисе за оптимизацију изабраних карактеристичних режима лета беспилотне летелице. У овом поглављу биће дефинисани критеријуми избора елисе, извршена упоредна анализа и биће представљена коначна одабрана погонска конфигурација.

8.3.1. Дефинисани критеријуми одабира елисе

За одређивање елисе којом ће се извршити оптимизација перформанси летелице није коришћен само један, већ неколико критеријума избора и то:

1. пропулзивна ефикасност система,
2. утрошена енергија,
3. остварени обртни момент,
4. вредност максималне брзине лета,
5. вредност максималног долета,
6. вредност максималног трајања лета.

За све критеријуме избора разматрани су резултати само за вредности брзине струјања ваздуха изнад вредности минималне брзине лета од $17 \frac{m}{s}$.

8.3.2. Упоредна анализа

На основу свих прикупљених података и анализом свих добијених резултата и приказаних дијаграма, а за претходно наведене критеријуме избора адекватне елисе, извршена је

коначна упоредна анализа. Резултати коначне анализе за вредности брзине изнад $17 \frac{m}{s}$ дати су у табели 16:

КРИТЕРИЈУМ ИЗБОРА	ЕЛИСА 17 X 13	ЕЛИСА 18 X 11
пропулзивна ефикасност	већа	мања
утрошена енергија	мања	већа
обртни момент	већи	мањи
максимална брзина лета	45 m/s	38.8 m/s
максимални долет	77.68 km	72.77 km
максимално трајање лета	65.34 min	64.17 min

Табела 16: Приказ резултата коначне упоредне анализе испитиваних елиса

8.3.3. Коначни одабир елисе

Упоредном анализом добијени су јасни показатељи да елиса пречника 17 инча и корака од 13 инча предњачи по свим посматраним критеријумима у односу на елису пречника 18 инча и корака од 11 инча. Узимајући у обзир да се избор елисе врши због оптимизације перформанси модела беспилотне летелице за режиме максималне хоризонталне брзине, максималног долета и максималног трајања лета, нарочити значај придат је баш тим критеријумима и изведени су закључци да елиса 17 x 13 остварује боље резултате од елисе 18 x 11 процентуално:

КРИТЕРИЈУМ ИЗБОРА	ПРЕДНОСТ ЕЛИСЕ 17 X 13 НАД ЕЛИСОМ 18 X 11
максимална брзина лета	16 %
максимални долет	6.75 %
максимално трајање лета	1.82 %

Табела 17: Приказ процентуалне предности елисе 17 x 13 у односу на елису 18 x 11 на изабраним режимима лета

На основу свега приложеног изведен је закључак да је, од пет разматраних елиса различитих пречника и корака, за оптимизацију перформанси апроксимативног модела мале беспилотне летелице елиса димензија 17 x 13 најадекватнији избор.

9. ЗАКЉУЧАК

Оптимизација перформанси ваздухоплова је непрестан процес. Увек је потребно достигнути већи долет, дуже трајање лета, већу максималну брзину или унапредити неку другу карактеристику летелице. Перформансе у карактеристичним режимима лета представљају основ за сагледавање могућности једног ваздухоплова. Стога је увек пожељно, а у складу са доступним техничким решењима, тежити њиховом побољшању и извршити сагледавање могуће оптимизације компоненти једне летелице. У овом раду посматрана је оптимизација перформанси апроксимативног модела мале беспилотне летелице експерименталним избором елисе.

За потребе оптимизације перформанси предметног модела извршено је испитивање погонске групе са променом пет елиса различитих димензија у статичким и променом две елисе у динамичким условима. Методом интерполације и екстраполације извршено је прилагођавање добијених експерименталних резултата аналитичком прорачуну карактеристичних режима лета модела беспилотне летелице. Као начин повезивања експериментално и аналитички добијених података, извршено је одређивање радних тачака система. Одређивањем радних тачака створена је могућност за анализу перформанси летелице са употребом елиса различитих димензионих карактеристика, а самим тим и могућност за сагледавање и одабир једне која ће оптимизовати перформансе у посматраним режимима.

Закључено је да се статичким проверама и анализом добијених података не може са сигурношћу одредити елиса која на адекватан начин одговара изабраном електромотору и батеријском пакету. За одабир оптималне елисе неопходно је спровести испитивања у струји ваздуха и тек се након сагледавања свих параметара погонског система може донети поуздано решење.

Наведеним поступцима развијена је методологија којом се експерименталним одабиром елисе може оптимизовати било која беспилотна летелица погоњена електричном погонском групом. Ипак, неопходно је нагласити која су ограничења постојала током експерименталних испитивања.

У току испитивања при карактеристичним режимима лета посматрана је само једна конфигурација летелице. Такође, у разматрање је узет само један електромотор, док су аеротунелска испитивања вршена само са две елисе. Поред тога, испитивања и прорачуни су вршени при густини која одговара надморској висини од 300 метара. Потребно је

нагласити да је надморска висина била условљена самим географским положајем коришћеног аеротунела и лабораторије за статичка испитивања.

У циљу свеобухватнијег и темељнијег испитивања, а ради што комплетније оптимизације перформанси предметног модела пожељно је извршити испитивања са већим бројем елиса и са већим бројем електромотора, као и употребом различитих батеријских система. Ово би дало потпуније податке о томе у којој мери су и како одређене перформансе унапређене. Такође, потребно је посматрати више конфигурација летелице, где се као идеално решење намеће испитивања и прорачуни са различитим вредностима полетне масе. Поред наведеног, предлаже се и испитивање на различитим надморским висинама. Осим оптимизације предметних перформанси, потребно је увидети како је промена елисе утицала на остале режиме лета. Све наведене препоруке за будућа истраживања дата су у циљу сагледавања летелице као целокупног елемента. Није довољно унапредити један сегмент за одређене режиме лета, при једној конфигурацији, са једним погонским системом на одређеној надморској висини. Потребно је разматрање утицаја свих параметара и праћење понашања модела приликом промене истих.

Као крајњи циљ овог рада може се установити да је оптимизација перформанси мале беспилотне летелице експерименталним избором елисе итекако могућа. Ипак, како би унапређење система било целокупно, потребно је сагледавати промену у понашању већег броја параметара на више различитих режима лета са променом неког конструкцијског елемента. Такође, неопходно је повезати аналитички прорачун са статичким и динамичким испитивањима, а у циљу симулирања реалног модела лета на посматраним карактеристичним режимима.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] З. Рендулић, *Механика лета*. Београд, Србија: Војноиздавачки и новински центар, 1987.
- [2] В. Милошевић, *Механика лета : перформансе авиона*. Београд, Србија: Војна штампарија, 1992.
- [3] М. Јовановић, Е. Бањац, М. Пухарић: *Познавање ваздухоплова*. Београд, Србија: Мегатренд универзитет, 2018.
- [4] М. Вагџе: *Desing and performance evaluations of the propeller of a UAV*. Анкара, Турска: Middle East Technical University, 2015.

Додатна литература:

- М. Д. Миленковић Бабић и остали: *Компензација момента мотора у фази полетања беспилотне летелице са управљачким површинама у конфигурацији х-репа*. Београд, Србија: FME Transactions, вол. 54, број 2, стр. 261-268, 2026., doi: [10.5937/fme2602261M](https://doi.org/10.5937/fme2602261M).
- О. Гур и А. Розен, „Optimizing Electric Propulsion Systems for UAV’s“. Викторија, Британска Колумбија. Канада: *12th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, 2008, рад AIAA 2008-5916, doi: 10.2514/6.2008-5916.
- А. Санчез-Кармона, К. Снајдрович-Ребиш, А. Домингез-Туја, К. Балсалобре-Алварез, Ф. Гандија-Агуера и К. Куерно-Рехадо, *Multi-Point Design of Optimal Propellers for Remotely Piloted Aircraft Systems*. Базел, Швајцарска: MDPI AG, Aerospace, vol. 12, бр. 10, стр. 860, 2025, doi: 10.3390/aerospace12100860.
- М. Садреј, *Unmanned Aircraft Design: A Review of Fundamentals*. Шам, Швајцарска: Springer, *Synthesis Lectures on Mechanical Engineering*, vol. 1, no. 2, 2017, doi: 10.2200/S00789ED1V01Y201707MEC004.
- Д. Котарски, М. Кржнар, П. Пиљек и Н. Шимунић: *Experimental Identification and Characterization of Multirotor UAV Propulsion*. Праг, Чешка: IOP Publishing, 2017. doi: 10.1088/1742-6596/870/1/012003.
- П. Коса, М. Кишев, Л. Вахо, Л. Тот, М. Олејар, М. Харничарова, Ј. Валићек и Х. Тозан: *Experimental Measurement of a UAV Propeller's Thrust*. Осиек, Хрватска: Технички весник, вол. 29, бр. 1, стр. 73–80, 2022, doi: 10.17559/TV-20201212185220.
- Н. Ланга, Р. Стопфорт, Д. Киркман и М. Буздалов: *Performance analysis of propeller configurations: A study on blade diameter, pitch, and number of blades for optimal thrust*.

Преторија, Јужна Африка: МАТЕС Web of Conferences, vol. 417, 04021, 2025, doi: 10.1051/matecconf/202541704021.

Други извори:

Слика 1:

https://www.mod.gov.rs/multimedia/image/2025/Septembar/10/22599/5_1758015349.jpg,

приступљено 28. јула 2026. године

Слика 3:

https://wikitanks.com/images/6/6f/Leleka-100_UAV%2C_Kyiv_2021%2C_20.jpg,

приступљено 06. августа 2026. године

Слика 4:

<https://www.fab.com/listings/26f0de12-4b70-4372-a660-783a30416e7d?lang=it>, *приступљено*

06. августа 2026. године

Слика 5:

<https://eaglepubs.erau.edu/introductiontoaerospaceflightvehicles/chapter/propellers/>,

приступљено 06. августа 2026. године

Слика 6:

М. Јовановић, Е. Бањац, М. Пухарић: *Познавање ваздухоплова*. Београд, Србија: Мегатренд универзитет, 2018., стр. 81.

Слика 7:

З. Рендулић, *Механика лета*. Београд, Србија: Војноиздавачки и новински центар, 1987., стр. 10

Слика 8:

З. Рендулић, *Механика лета*. Београд, Србија: Војноиздавачки и новински центар, 1987., стр. 13

Слика 9:

<https://shop.jetiusa.com/AXi-60-4130-20-Outrunner-Brushless-Motors-p/maxi-4130-20.htm>,

приступљено 26. јула 2026. године

Слика 10:

<https://www.jetimodel.com/katalog/spin-75-pro-opto.htm>, приступљено 26. јула 2026. године

Слика 11:

<https://www.espritmodel.com/aeronaut-cam-folding-propellers-rudi-freudenthaler.aspx>,

приступљено 26. јула 2026. године

Слика 12:

<https://www.wingflyingtech.com/motor-test/Drone-Test-Equipment.html>, приступљено 26. јула

2026. године

Слика 13:

https://sr.wikipedia.org/wiki/%D0%94%D0%B0%D1%82%D0%BE%D1%82%D0%B5%D0%BA%D0%B0:Aerotunel_T-32.jpg, приступљено 27. јула 2026. године

**ПРИЛОГ А: АЕРОТУНЕЛСКО ИСПИТИВАЊЕ МОТОРА „AXI 4130/20
GOLD LINE V3 BLDC“ СА ЕЛИСОМ 17 x 13**

ЕЛИСА 17 x 13 – 0 [m/s]							
ГАС[%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	27.97	69.13	54.43	2.22	0.00	1933.37	0.000
90	27.60	65.48	54.75	2.11	0.00	1807.41	0.000
80	28.75	47.01	45.98	1.75	0.00	1351.52	0.000
70	29.69	33.53	37.45	1.43	0.00	995.49	0.000
60	30.52	22.27	28.99	1.11	0.00	679.66	0.000
50	31.23	13.48	20.96	0.80	0.00	421.08	0.000
40	31.79	7.08	13.20	0.53	0.00	225.17	0.000
30	32.15	3.24	7.43	0.31	0.00	104.26	0.000
20	32.38	1.20	3.36	0.15	0.00	38.82	0.000

Табела 1. Резултати динамичког испитивања погонске групе при брзини струјања ваздуха од 0 m/s

ЕЛИСА 17 x 13 – 10 [m/s]							
ГАС[%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	28.10	68.42	55.40	2.21	553.97	1922.15	0.288
90	27.68	65.96	52.80	2.13	527.97	1825.92	0.289
80	28.80	47.66	43.86	1.76	438.61	1372.74	0.320
70	29.74	34.03	35.37	1.45	353.65	1011.99	0.349
60	30.58	22.61	26.84	1.13	268.40	691.39	0.388
52.75	31.09	16.18	20.93	0.90	209.30	501.71	0.417
50	31.28	13.74	18.69	0.81	186.88	429.74	0.435
40	31.85	7.09	10.99	0.52	109.87	225.66	0.487
30	32.22	3.09	5.15	0.28	51.50	99.43	0.518
20	32.44	1.15	1.63	0.12	16.28	37.24	0.437

Табела 2. Резултати динамичког испитивања погонске групе при брзини струјања ваздуха од 10 m/s

ЕЛИСА 17 x 13 - 17 [m/s]							
ГАС[%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	28.18	69.31	51.21	2.25	870.54	1953.18	0.446
90	27.81	66.77	48.43	2.17	823.34	1857.25	0.443
80	28.94	48.01	39.47	1.80	670.92	1389.38	0.483
70	29.87	34.02	30.69	1.46	521.66	1016.30	0.513
60	30.71	22.24	22.19	1.11	377.23	682.93	0.552
50	31.41	13.13	14.14	0.77	240.32	412.55	0.583
43.25	31.79	8.38	9.07	0.54	154.23	265.52	0.581
40	31.98	6.09	6.63	0.44	112.74	194.66	0.579
30	32.29	2.78	2.66	0.23	45.19	89.83	0.503
20	32.48	1.05	0.26	0.08	4.50	34.17	0.132

Табела 3. Резултати динамичког испитивања погонске групе при брзини струјања ваздуха од 17 m/s

ЕЛИСА 17 x 13 – 17.5 [m/s]							
ГАС[%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	28.19	69.21	50.63	2.24	887.44	1950.99	0.455
90	27.81	66.65	47.87	2.16	839.00	1853.74	0.453
80	28.97	47.44	38.61	1.78	676.67	1374.20	0.492
70	29.88	33.81	30.12	1.45	527.92	1010.13	0.523
60	30.72	22.07	21.66	1.10	379.60	678.08	0.560
50	31.42	12.90	13.57	0.75	237.86	405.47	0.587
43.43	31.79	8.35	8.77	0.54	153.79	264.45	0.582
40	31.99	5.97	6.27	0.42	109.89	190.80	0.576
30	32.29	2.76	2.45	0.22	42.91	89.24	0.481
20	32.48	1.04	0.12	0.08	2.13	33.85	0.063

Табела 4. Резултати динамичког испитивања погонске групе при брзини струјања ваздуха од 17.5 m/s

ЕЛИСА 17 x 13 – 18 [m/s]							
ГАС[%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	28.20	69.12	50.12	2.24	902.09	1949.03	0.463
90	27.81	66.55	47.36	2.16	852.53	1850.60	0.461
80	28.99	46.93	37.84	1.77	681.07	1360.58	0.501
70	29.88	33.62	29.61	1.44	533.04	1004.60	0.531
60	30.72	21.93	21.18	1.09	381.24	673.73	0.566
50	31.43	12.70	13.06	0.74	235.15	399.13	0.589
43.66	31.79	8.36	8.55	0.53	153.96	264.94	0.581
40	31.99	5.86	5.94	0.41	107.01	187.34	0.571
30	32.29	2.75	2.26	0.22	40.67	88.71	0.458
20	32.48	1.03	-0.01	0.08	-0.12	33.56	-0.004

Табела 5. Резултати динамичког испитивања погонске групе при брзини струјања ваздуха од 18 m/s

ЕЛИСА 17 x 13 – 19 [m/s]							
ГАС[%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	28.22	68.93	49.02	2.23	931.45	1944.87	0.479
90	27.80	66.32	46.29	2.15	879.57	1843.95	0.477
80	29.05	45.85	36.21	1.74	687.97	1331.78	0.517
70	29.90	33.21	28.54	1.43	542.27	992.90	0.546
60	30.73	21.63	20.17	1.08	383.22	664.54	0.577
50	31.46	12.26	11.99	0.72	227.83	385.70	0.591
44.34	31.77	8.50	8.18	0.53	155.38	269.22	0.577
40	32.01	5.63	5.26	0.39	99.91	180.03	0.555
30	32.29	2.71	1.86	0.21	35.35	87.58	0.404
20	32.48	1.01	-0.28	0.07	-5.28	32.94	-0.160

Табела 6. Резултати динамичког испитивања погонске групе при брзини струјања ваздуха од 19 m/s

ЕЛИСА 17 x 13 – 20 [m/s]							
ГАС[%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	28.23	68.74	47.93	2.22	958.63	1940.72	0.494
90	27.80	66.09	45.22	2.14	904.48	1837.29	0.492
80	29.10	44.77	34.58	1.71	691.61	1302.99	0.531
70	29.91	32.80	27.47	1.41	549.36	981.20	0.560
60	30.73	21.32	19.16	1.06	383.18	655.35	0.585
50	31.48	11.83	10.92	0.69	218.37	372.28	0.587
45.26	31.73	8.78	7.91	0.54	158.21	277.69	0.570
40	32.02	5.39	4.57	0.37	91.43	172.71	0.529
30	32.30	2.68	1.46	0.20	29.23	86.45	0.338
20	32.49	1.00	-0.55	0.07	-10.99	32.32	-0.340

Табела 7. Резултати динамичког испитивања погонске групе при брзини струјања ваздуха од 20 m/s

ЕЛИСА 17 x 13 – 21 [m/s]							
ГАС[%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	28.25	68.46	46.81	2.22	982.96	1933.65	0.508
90	27.83	65.75	44.09	2.13	925.93	1829.80	0.506
80	29.14	44.34	33.55	1.69	704.64	1292.15	0.545
70	29.95	32.34	26.38	1.39	553.96	968.69	0.572
60	30.78	20.86	18.16	1.03	381.37	641.96	0.594
50	31.52	11.39	10.07	0.66	211.53	359.03	0.589
46.10	31.72	9.00	7.73	0.54	162.40	284.60	0.571
40	32.04	5.24	4.07	0.35	85.41	167.97	0.508
30	32.30	2.64	1.11	0.19	23.32	85.13	0.274
20	32.49	0.98	-0.84	0.06	-17.68	31.98	-0.553

Табела 8. Резултати динамичког испитивања погонске групе при брзини струјања ваздуха од 21 m/s

ЕЛИСА 17 x 13 – 22 [m/s]							
ГАС[%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	28.26	68.18	45.68	2.21	1005.03	1926.57	0.522
90	27.86	65.41	42.96	2.12	945.12	1822.31	0.519
80	29.18	43.91	32.53	1.67	715.62	1281.31	0.559
70	29.99	31.88	25.29	1.37	556.38	956.17	0.582
60	30.82	20.40	17.16	1.01	377.56	628.57	0.601
50	31.55	10.96	9.23	0.64	203.00	345.79	0.587
47.19	31.70	9.31	7.63	0.55	167.92	294.40	0.570
40	32.06	5.09	3.56	0.34	78.39	163.23	0.480
30	32.31	2.59	0.76	0.18	16.70	83.81	0.199
20	32.50	0.97	-1.13	0.06	-24.95	31.65	-0.788

Табела 9. Резултати динамичког испитивања погонске групе при брзини струјања ваздуха од 22 m/s

ЕЛИСА 17 x 13 – 23.1 [m/s]							
ГАС[%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	28.27	67.88	44.48	2.20	1026.11	1919.02	0.535
90	27.89	65.05	41.75	2.11	963.10	1814.32	0.531
80	29.22	43.46	31.43	1.66	725.07	1269.74	0.571
70	30.04	31.39	24.13	1.35	556.57	942.82	0.590
60	30.86	19.91	16.10	0.99	371.29	614.29	0.604
50	31.60	10.50	8.32	0.61	192.03	331.66	0.579
48.63	31.66	9.74	7.60	0.57	175.28	307.89	0.569
40	32.07	4.93	3.02	0.32	69.78	158.18	0.441
30	32.32	2.55	0.38	0.17	8.87	82.40	0.108
20	32.50	0.96	-1.45	0.06	-33.35	31.28	-1.066

Табела 10. Резултати динамичког испитивања погонске групе при брзини струјања ваздуха од 23.1 m/s

ЕЛИСА 17 x 13 – 24 [m/s]							
ГАС[%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	28.28	67.61	43.43	2.19	1042.43	1912.42	0.545
90	27.92	64.73	40.70	2.10	976.70	1807.34	0.540
80	29.26	43.06	30.48	1.64	731.42	1259.63	0.581
70	30.08	30.96	23.11	1.33	554.70	931.14	0.596
60	30.90	19.48	15.16	0.96	363.94	601.80	0.605
50.11	31.62	10.20	7.62	0.59	182.94	322.51	0.567
50	31.63	10.10	7.54	0.58	180.87	319.30	0.566
40	32.09	4.79	2.55	0.31	61.31	153.76	0.399
30	32.33	2.51	0.06	0.16	1.37	81.17	0.017
20	32.51	0.95	-1.72	0.05	-41.25	30.97	-1.332

Табела 11. Резултати динамичког испитивања погонске групе при брзини струјања ваздуха од 24 m/s

ЕЛИСА 17 x 13 – 25 [m/s]							
ГАС[%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	28.30	67.33	42.31	2.18	1057.76	1905.35	0.555
90	27.95	64.39	39.56	2.09	989.09	1799.85	0.550
80	29.29	42.63	29.45	1.63	736.24	1248.79	0.590
70	30.12	30.50	22.02	1.31	550.59	918.63	0.599
60	30.94	19.02	14.17	0.94	354.14	588.41	0.602
51.35	31.57	10.92	7.70	0.61	192.44	344.09	0.559
50	31.67	9.66	6.69	0.56	167.26	306.06	0.546
40	32.11	4.64	2.05	0.29	51.26	149.02	0.344
30	32.34	2.47	-0.29	0.15	-7.36	79.85	-0.092
20	32.52	0.94	-2.01	0.05	-50.28	30.63	-1.641

Табела 12. Резултати динамичког испитивања погонске групе при брзини струјања ваздуха од 25 m/s

ЕЛИСА 17 x 13 – 26 [m/s]							
ГАС[%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	28.34	66.56	40.97	2.16	1065.18	1886.09	0.565
90	28.01	63.68	38.41	2.07	998.66	1783.16	0.560
80	29.35	41.93	28.26	1.60	734.78	1230.46	0.597
70	30.17	29.84	20.96	1.28	544.91	900.23	0.605
60	31.00	18.42	13.17	0.91	342.55	570.82	0.600
52.73	31.52	11.69	7.82	0.63	203.26	367.21	0.554
50	31.72	9.16	5.80	0.52	150.84	290.59	0.519
40	32.13	4.56	1.60	0.28	41.52	146.44	0.284
30	32.36	2.43	-0.66	0.15	-17.24	78.70	-0.219
20	32.53	0.93	-2.33	0.05	-60.50	30.24	-2.001

Табела 13. Резултати динамичког испитивања погонске групе при брзини струјања ваздуха од 26 m/s

ЕЛИСА 17 x 13 – 30 [m/s]							
ГАС[%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	28.51	63.45	35.60	2.07	1068.01	1809.07	0.590
90	28.21	60.84	33.80	1.98	1013.86	1716.40	0.591
80	29.58	39.12	23.50	1.50	705.14	1157.13	0.609
70	30.40	27.19	16.70	1.16	500.90	826.63	0.606
60	31.22	16.03	9.21	0.78	276.35	500.47	0.552
59.23	31.28	15.34	8.67	0.75	260.18	479.45	0.543
50	31.92	7.17	2.25	0.40	67.39	228.73	0.295
40	32.21	4.23	-0.22	0.24	-6.47	136.10	-0.048
30	32.42	2.29	-2.14	0.12	-64.16	74.09	-0.866
20	32.58	0.88	-3.59	0.03	-107.71	28.67	-3.757

Табела 14. Резултати динамичког испитивања погонске групе при брзини струјања ваздуха од 30 m/s

ЕЛИСА 17 x 13 – 35 [m/s]							
ГАС[%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	28.86	58.75	29.57	1.92	1034.86	1695.76	0.610
90	28.56	56.01	27.55	1.84	964.13	1599.34	0.603
80	29.74	36.92	18.59	1.38	650.65	1097.92	0.593
70	30.69	23.30	11.21	0.98	392.45	715.06	0.549
68.84	30.79	22.02	10.40	0.93	363.91	676.92	0.538
60	31.53	12.22	4.16	0.58	145.58	385.17	0.378
50	32.05	6.06	-0.55	0.31	-19.23	194.26	-0.099
40	32.29	3.77	-2.59	0.19	-90.64	121.86	-0.744
30	32.48	2.01	-4.09	0.09	-143.18	65.13	-2.198
20	32.63	0.74	-5.27	0.02	-184.38	24.21	-7.615

Табела 15. Резултати динамичког испитивања погонске групе при брзини струјања ваздуха од 35 m/s

ЕЛИСА 17 x 13 – 37.5 [m/s]							
ГАС[%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	29.02	55.20	25.96	1.81	973.40	1601.65	0.608
90	28.73	52.65	24.08	1.73	903.13	1512.51	0.597
80	29.91	33.88	15.15	1.27	568.00	1013.41	0.560
74.86	30.40	27.08	11.48	1.07	430.46	820.11	0.525
70	30.86	20.64	8.00	0.88	300.19	637.01	0.471
60	31.72	9.69	0.91	0.45	34.21	307.30	0.111
50	32.10	5.63	-1.99	0.27	-74.68	180.68	-0.413
40	32.32	3.56	-3.70	0.16	-138.69	115.10	-1.205
30	32.51	1.91	-5.14	0.08	-192.77	61.96	-3.111
20	32.65	0.71	-6.23	0.01	-233.60	23.28	-10.035

Табела 16. Резултати динамичког испитивања погонске групе при брзини струјања ваздуха од 37.5 m/s

ЕЛИСА 17 x 13 – 40 [m/s]							
ГАС[%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	29.28	51.72	22.50	1.75	900.16	1514.04	0.595
90	28.94	49.36	20.80	1.55	831.88	1428.38	0.582
80.36	29.94	32.84	12.69	1.15	507.53	965.97	0.525
80	29.97	32.23	12.39	1.13	495.48	934.06	0.530
70	31.05	18.26	5.27	0.83	210.76	566.85	0.372
60	31.97	7.23	-1.64	0.32	-65.44	231.15	-0.283

Табела 17. Резултати динамичког испитивања погонске групе при брзини струјања ваздуха од 40 m/s

ЕЛИСА 17 x 13 – 45 [m/s]							
ГАС[%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	29.79	43.42	15.44	1.51	694.61	1293.64	0.537
90	29.46	41.44	13.93	1.29	626.95	1220.82	0.514
80	30.20	27.79	6.57	0.91	295.53	839.21	0.352
70	31.47	12.61	-0.52	0.60	-23.33	396.92	-0.059
60	32.45	1.67	-7.21	0.02	-324.55	54.29	-5.979

Табела 18. Резултати динамичког испитивања погонске групе при брзини струјања ваздуха од 45 m/s

ЕЛИСА 17 x 13 – Проценат гаса 100 [%]							
V [m/s]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	η_P
0	27.966	69.133	54.426	2.224	0.000	1933.37	0.000
10	28.095	68.416	55.397	2.205	553.971	1922.15	0.288
17	28.180	69.311	51.208	2.245	870.539	1953.18	0.446
20	28.234	68.737	47.932	2.224	958.633	1940.72	0.494
25	28.297	67.334	42.311	2.181	1057.763	1905.35	0.555
30	28.510	63.454	35.600	2.067	1068.015	1809.07	0.590
35	28.863	58.752	29.567	1.918	1034.857	1695.76	0.610
37.5	29.018	55.195	25.957	1.809	973.397	1601.65	0.608
40	29.276	51.716	22.504	1.750	900.160	1514.04	0.595
45	29.793	43.421	15.436	1.507	693.063	1293.64	0.536

Табела 19. Резултати динамичког испитивања погонске групе са процентом гаса од 100%

ЕЛИСА 17 x 13 – Проценат гаса 90 [%]							
V [m/s]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	η_P
0	27.602	65.481	54.750	2.110	0.000	1807.41	0.000
10	27.681	65.963	52.797	2.129	527.974	1825.92	0.289
17	27.814	66.774	48.432	2.167	823.343	1857.25	0.443
20	27.799	66.092	45.224	2.144	904.482	1837.29	0.492
25	27.954	64.386	39.564	2.094	989.093	1799.85	0.550
30	28.214	60.835	33.795	1.981	1013.864	1716.40	0.591
35	28.556	56.007	27.546	1.836	964.127	1599.34	0.603
37.5	28.726	52.653	24.084	1.729	903.133	1512.51	0.597
40	28.941	49.355	20.797	1.555	831.880	1428.38	0.582
45	29.460	41.439	13.932	1.291	620.483	1216.09	0.510

Табела 20. Резултати динамичког испитивања погонске групе са процентом гаса од 90 %

ЕЛИСА 17 x 13 – Проценат гаса 80 [%]							
V [m/s]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	η_P
0	28.752	47.006	45.979	1.747	0.000	1351.52	0.000
10	28.804	47.658	43.861	1.764	438.605	1372.74	0.320
17	28.937	48.014	39.466	1.799	670.916	1389.38	0.483
20	29.104	44.770	34.580	1.706	691.605	1302.99	0.531
25	29.293	42.631	29.450	1.626	736.241	1248.79	0.590
30	29.582	39.116	23.505	1.504	705.143	1157.13	0.609
35	29.737	36.921	18.590	1.384	650.648	1097.92	0.593
37.5	29.910	33.882	15.147	1.272	567.999	1013.41	0.560
40	29.972	32.229	12.387	1.130	495.480	965.97	0.513
45	30.201	27.788	6.567	0.908	290.115	836.44	0.347

Табела 21. Резултати динамичког испитивања погонске групе са процентом гаса од 80 %

ЕЛИСА 17 x 13 – Проценат гаса 70 [%]							
V [m/s]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	η_P
0	29.693	33.526	37.455	1.429	0.000	995.49	0.000
10	29.739	34.029	35.365	1.452	353.651	1011.99	0.349
17	29.870	34.024	30.686	1.457	521.657	1016.30	0.513
20	29.911	32.804	27.468	1.413	549.360	981.20	0.560
25	30.118	30.501	22.023	1.309	550.586	918.63	0.599
30	30.401	27.191	16.697	1.158	500.899	826.63	0.606
35	30.688	23.301	11.213	0.977	392.449	715.06	0.549
37.5	30.860	20.642	8.005	0.878	300.186	637.01	0.471
40	31.050	18.256	5.269	0.829	210.760	566.85	0.372
45	31.470	12.613	-0.518	0.596	-23.280	396.92	-0.059

Табела 22. Резултати динамичког испитивања погонске групе са процентом гаса од 70 %

ЕЛИСА 17 x 13 – Проценат гаса 60 [%]							
V [m/s]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	η_P
0	30.523	22.267	28.989	1.114	0.000	679.66	0.000
10	30.575	22.613	26.840	1.126	268.402	691.39	0.388
17	30.714	22.235	22.190	1.112	377.234	682.93	0.552
20	30.733	21.324	19.159	1.058	383.179	655.35	0.585
25	30.943	19.016	14.166	0.940	354.141	588.41	0.602
30	31.223	16.029	9.212	0.783	276.348	500.47	0.552
35	31.530	12.216	4.159	0.583	145.580	385.17	0.378
37.5	31.716	9.689	0.912	0.449	34.212	307.30	0.111
40	31.971	7.230	-1.636	0.316	-65.440	231.15	-0.283
45	32.447	1.673	-7.212	0.025	-323.832	54.29	-5.965

Табела 23. Резултати динамичког испитивања погонске групе са процентом гаса од 60 %

ЕЛИСА 17 x 13 – Проценат гаса 50 [%]							
V [m/s]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	η_P
0	31.233	13.482	20.964	0.803	0.000	421.08	0.000
10	31.281	13.738	18.688	0.811	186.881	429.74	0.435
17	31.411	13.134	14.136	0.768	240.316	412.55	0.583
20	31.477	11.827	10.919	0.691	218.371	372.28	0.587
25	31.670	9.664	6.690	0.555	167.261	306.06	0.546
30	31.919	7.166	2.246	0.396	67.395	228.73	0.295
35	32.045	6.062	-0.549	0.306	-19.228	194.26	-0.099
37.5	32.098	5.629	-1.991	0.266	-74.679	180.68	-0.413

Табела 24. Резултати динамичког испитивања погонске групе са процентом гаса од 50 %

ЕЛИСА 17 x 13 – Проценат гаса 40 [%]							
V [m/s]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	η_P
0	31.786	7.084	13.204	0.528	0.000	225.17	0.000
10	31.846	7.086	10.987	0.519	109.872	225.66	0.487
17	31.980	6.087	6.632	0.436	112.737	194.66	0.579
20	32.019	5.394	4.571	0.369	91.429	172.71	0.529
25	32.109	4.641	2.050	0.292	51.257	149.02	0.344
30	32.214	4.225	-0.216	0.237	-6.475	136.10	-0.048
35	32.290	3.774	-2.590	0.188	-90.644	121.86	-0.744
37.5	32.322	3.561	-3.698	0.163	-138.689	115.10	-1.205

Табела 25. Резултати динамичког испитивања погонске групе са процентом гаса од 40 %

ЕЛИСА 17 x 13 – Проценат гаса 30 [%]							
V [m/s]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	η_P
0	32.150	3.243	7.426	0.305	0.000	104.26	0.000
10	32.219	3.086	5.150	0.282	51.503	99.43	0.518
17	32.291	2.782	2.659	0.225	45.195	89.83	0.503
20	32.295	2.677	1.462	0.198	29.234	86.45	0.338
25	32.342	2.469	-0.294	0.154	-7.358	79.85	-0.092
30	32.423	2.285	-2.139	0.121	-64.157	74.09	-0.866
35	32.482	2.005	-4.091	0.092	-143.177	65.13	-2.198
37.5	32.506	1.906	-5.140	0.078	-192.767	61.96	-3.111

Табела 26. Резултати динамичког испитивања погонске групе са процентом гаса од 30 %

ЕЛИСА 17 x 13 – Проценат гаса 20 [%]							
V [m/s]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	η_P
0	32.379	1.199	3.365	0.145	0.000	38.82	0.000
10	32.439	1.148	1.628	0.122	16.285	37.24	0.437
17	32.483	1.052	0.265	0.084	4.503	34.17	0.132
20	32.485	0.995	-0.549	0.069	-10.987	32.32	-0.340
25	32.515	0.942	-2.011	0.048	-50.276	30.63	-1.641
30	32.583	0.880	-3.590	0.033	-107.714	28.67	-3.757
35	32.633	0.742	-5.268	0.021	-184.379	24.21	-7.615
37.5	32.650	0.713	-6.229	0.013	-233.601	23.28	-10.035

Табела 27. Резултати динамичког испитивања погонске групе са процентом гаса од 20 %

**ПРИЛОГ Б: АЕРОТУНЕЛСКО ИСПИТИВАЊЕ МОТОРА „AXI 4130/20
GOLD LINE V3 BLDC“ СА ЕЛИСОМ 18 x 11**

ЕЛИСА 18 x 11 – 0 [m/s]							
ГАС[%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	28.86	56.77	64.41	1.83	0.00	1638.15	0.000
90	28.40	55.84	60.53	1.80	0.00	1585.99	0.000
80	29.54	37.93	46.85	1.43	0.00	1120.47	0.000
70	30.25	27.83	38.17	1.18	0.00	841.89	0.000
60	30.97	18.20	28.71	0.90	0.00	563.56	0.000
50	31.55	11.15	20.09	0.64	0.00	351.86	0.000
40	32.02	5.88	12.23	0.41	0.00	188.37	0.000
30	32.31	2.95	7.26	0.25	0.00	95.32	0.000
20	32.52	1.16	3.19	0.12	0.00	37.85	0.000

Табела 1. Резултати динамичког испитивања погонске групе при брзини струјања ваздуха од 0 m/s

ЕЛИСА 18 x 11 – 10 [m/s]							
ГАС[%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	28.62	57.73	57.62	1.88	576.24	1652.35	0.349
90	28.24	55.96	54.58	1.82	545.83	1580.06	0.345
80	29.28	39.54	43.50	1.47	434.98	1157.69	0.376
70	30.13	27.81	34.01	1.17	340.11	837.98	0.406
60	30.87	18.24	25.00	0.89	249.96	563.07	0.444
55.34	31.16	14.77	20.93	0.77	209.30	459.06	0.456
50	31.50	10.79	16.27	0.62	162.75	339.95	0.479
40	31.99	5.50	8.48	0.36	84.76	176.08	0.481
30	32.27	2.78	4.39	0.22	43.85	89.55	0.490
20	32.47	1.08	1.24	0.09	12.36	34.94	0.354

Табела 2. Резултати динамичког испитивања погонске групе при брзини струјања ваздуха од 10 m/s

ЕЛИСА 18 x 11 – 17 [m/s]							
ГАС[%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	28.83	56.78	49.25	1.85	837.19	1637.25	0.511
90	28.46	54.60	46.06	1.78	782.99	1553.94	0.504
80	29.50	38.01	35.15	1.41	597.54	1121.23	0.533
70	30.36	25.82	25.72	1.10	437.27	783.98	0.558
60	31.08	16.48	17.57	0.80	298.69	512.24	0.583
50	31.71	8.84	9.48	0.50	161.10	280.15	0.575
49.21	31.74	8.50	9.07	0.49	154.23	269.74	0.572
40	32.11	4.63	4.37	0.29	74.21	148.50	0.500
30	32.35	2.50	1.34	0.17	22.85	80.74	0.283
20	32.53	0.93	-0.66	0.06	-11.17	30.09	-0.371

Табела 3. Резултати динамичког испитивања погонске групе при брзини струјања ваздуха од 17 m/s

ЕЛИСА 18 x 11 – 17.5 [m/s]							
ГАС[%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	28.85	56.53	48.40	1.84	848.40	1631.10	0.520
90	28.48	54.32	45.25	1.77	793.13	1546.90	0.513
80	29.53	37.59	34.29	1.40	601.05	1109.96	0.542
70	30.38	25.61	25.09	1.09	439.80	777.89	0.565
60	31.10	16.23	16.93	0.79	296.71	504.81	0.588
50	31.73	8.62	8.94	0.49	156.67	273.56	0.573
49.66	31.74	8.49	8.77	0.48	153.79	269.29	0.571
40	32.12	4.59	4.09	0.29	71.71	147.36	0.487
30	32.35	2.48	1.16	0.16	20.32	80.25	0.253
20	32.53	0.93	-0.81	0.05	-14.18	30.11	-0.471

Табела 4. Резултати динамичког испитивања погонске групе при брзини струјања ваздуха од 17.5 m/s

ЕЛИСА 18 x 11 – 18 [m/s]							
ГАС[%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	28.87	56.31	47.65	1.84	857.71	1625.59	0.528
90	28.50	54.06	44.53	1.77	801.50	1540.58	0.520
80	29.56	37.21	33.52	1.39	603.43	1099.84	0.549
70	30.39	25.41	24.53	1.08	441.51	772.43	0.572
60	31.12	16.01	16.35	0.78	294.36	498.14	0.591
50.12	31.74	8.53	8.55	0.48	153.96	270.48	0.569
50	31.74	8.43	8.46	0.48	152.21	267.65	0.569
40	32.12	4.56	3.85	0.28	69.22	146.33	0.473
30	32.35	2.47	0.99	0.16	17.89	79.81	0.224
20	32.54	0.93	-0.95	0.05	-17.01	30.13	-0.565

Табела 5. Резултати динамичког испитивања погонске групе при брзини струјања ваздуха од 18 m/s

ЕЛИСА 18 x 11 – 19 [m/s]							
ГАС[%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	28.91	55.84	46.05	1.82	875.04	1613.92	0.542
90	28.54	53.52	43.00	1.75	816.95	1527.21	0.535
80	29.62	36.42	31.90	1.36	606.08	1078.46	0.562
70	30.43	25.01	23.33	1.06	443.36	760.89	0.583
60	31.16	15.54	15.14	0.75	287.60	484.05	0.594
50.96	31.72	8.75	8.18	0.48	155.38	277.20	0.561
50	31.78	8.03	7.44	0.45	141.28	255.15	0.554
40	32.13	4.49	3.33	0.27	63.19	144.15	0.438
30	32.36	2.44	0.64	0.15	12.24	78.87	0.155
20	32.54	0.93	-1.23	0.05	-23.42	30.16	-0.777

Табела 6. Резултати динамичког испитивања погонске групе при брзини струјања ваздуха од 19 m/s

ЕЛИСА 18 x 11 – 20 [m/s]							
ГАС[%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	28.94	55.36	44.46	1.81	889.18	1602.26	0.555
90	28.58	52.98	41.47	1.73	829.34	1513.84	0.548
80	29.68	35.62	30.27	1.33	605.47	1057.07	0.573
70	30.46	24.60	22.14	1.04	442.82	749.35	0.591
60	31.20	15.06	13.92	0.73	278.41	469.95	0.592
51.99	31.70	9.11	7.91	0.48	158.21	287.92	0.549
50	31.82	7.63	6.42	0.42	128.31	242.65	0.529
40	32.14	4.42	2.81	0.26	56.11	141.98	0.395
30	32.37	2.41	0.29	0.14	5.89	77.94	0.076
20	32.54	0.93	-1.52	0.04	-30.41	30.20	-1.007

Табела 7. Резултати динамичког испитивања погонске групе при брзини струјања ваздуха од 20 m/s

ЕЛИСА 18 x 11 – 21 [m/s]							
ГАС[%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	29.04	54.68	42.92	1.79	901.29	1587.48	0.568
90	28.68	52.31	40.03	1.71	840.64	1500.24	0.560
80	29.78	34.90	28.89	1.31	606.62	1039.12	0.584
70	30.56	23.88	20.55	1.01	431.55	729.32	0.592
60	31.29	14.43	12.67	0.69	266.00	451.30	0.589
52.97	31.70	9.47	7.73	0.49	162.40	299.21	0.543
50	31.87	7.37	5.65	0.40	118.62	234.95	0.505
40	32.18	4.33	2.28	0.25	47.79	139.35	0.343
30	32.40	2.36	-0.13	0.13	-2.64	76.47	-0.034
20	32.57	0.91	-1.91	0.04	-40.01	29.71	-1.347

Табела 8. Резултати динамичког испитивања погонске групе при брзини струјања ваздуха од 21 m/s

ЕЛИСА 18 x 11 – 22 [m/s]							
ГАС[%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	29.14	53.99	41.38	1.76	910.33	1572.70	0.579
90	28.79	51.65	38.59	1.69	849.08	1486.63	0.571
80	29.88	34.19	27.50	1.28	604.99	1021.18	0.592
70	30.65	23.15	18.96	0.98	417.09	709.30	0.588
60	31.37	13.80	11.41	0.66	251.08	432.65	0.580
54.21	31.69	9.93	7.63	0.50	167.92	313.77	0.535
50	31.93	7.12	4.88	0.38	107.39	227.25	0.473
40	32.22	4.24	1.75	0.24	38.42	136.71	0.281
30	32.43	2.31	-0.55	0.13	-12.00	74.99	-0.160
20	32.60	0.90	-2.29	0.04	-50.37	29.22	-1.724

Табела 9. Резултати динамичког испитивања погонске групе при брзини струјања ваздуха од 22 m/s

ЕЛИСА 18 x 11 – 23.1 [m/s]							
ГАС[%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	29.24	53.26	39.74	1.74	916.57	1556.93	0.589
90	28.91	50.94	37.06	1.66	854.91	1472.12	0.581
80	29.99	33.43	26.02	1.26	600.19	1002.02	0.599
70	30.76	22.38	17.26	0.94	398.16	687.94	0.579
60	31.46	13.13	10.08	0.63	232.40	412.74	0.563
55.88	31.68	10.54	7.60	0.52	175.28	332.96	0.526
50	31.98	6.85	4.06	0.36	93.72	219.03	0.428
40	32.26	4.15	1.18	0.22	27.24	133.90	0.203
30	32.46	2.26	-0.99	0.12	-22.92	73.42	-0.312
20	32.62	0.88	-2.70	0.03	-62.28	28.69	-2.171

Табела 10. Резултати динамичког испитивања погонске групе при брзини струјања ваздуха од 23.1 m/s

ЕЛИСА 18 x 11 – 24 [m/s]							
ГАС[%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	29.33	52.62	38.30	1.72	919.16	1543.14	0.596
90	29.01	50.32	35.72	1.64	857.33	1459.43	0.587
80	30.08	32.76	24.73	1.24	593.40	985.28	0.602
70	30.85	21.70	15.78	0.92	378.63	669.26	0.566
60	31.55	12.54	8.91	0.59	213.73	395.35	0.541
57.69	31.66	11.17	7.62	0.54	182.94	352.99	0.518
50	32.03	6.61	3.35	0.34	80.33	211.84	0.379
40	32.29	4.07	0.69	0.21	16.48	131.44	0.125
30	32.49	2.22	-1.39	0.11	-33.24	72.05	-0.461
20	32.65	0.86	-3.06	0.03	-73.41	28.23	-2.600

Табела 11. Резултати динамичког испитивања погонске групе при брзини струјања ваздуха од 24 m/s

ЕЛИСА 18 x 11 – 25 [m/s]							
ГАС[%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	29.43	51.93	36.76	1.70	918.95	1528.36	0.601
90	29.12	49.66	34.29	1.62	857.15	1445.82	0.593
80	30.18	32.05	23.34	1.21	583.45	967.33	0.603
70	30.95	20.98	14.19	0.89	354.63	649.24	0.546
60.07	31.63	11.97	7.70	0.56	192.44	378.60	0.508
60	31.63	11.91	7.65	0.56	191.30	376.69	0.508
50	32.09	6.36	2.58	0.32	64.50	204.14	0.316
40	32.33	3.98	0.16	0.20	3.92	128.81	0.030
30	32.52	2.17	-1.81	0.11	-45.13	70.58	-0.639
20	32.68	0.85	-3.44	0.03	-86.08	27.74	-3.103

Табела 12. Резултати динамичког испитивања погонске групе при брзини струјања ваздуха од 25 m/s

ЕЛИСА 18 x 11 – 26 [m/s]							
ГАС[%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	29.49	50.72	34.99	1.66	909.70	1495.30	0.608
90	29.17	48.45	32.62	1.58	848.07	1413.36	0.600
80	30.23	31.19	21.90	1.17	569.45	942.90	0.604
70	31.01	20.11	13.06	0.85	339.59	623.45	0.545
62.03	31.56	13.00	7.82	0.59	203.26	409.15	0.497
60	31.70	11.19	6.48	0.52	168.49	354.51	0.475
50	32.12	6.17	1.88	0.30	48.97	198.18	0.247
40	32.36	3.88	-0.45	0.19	-11.63	125.58	-0.093
30	32.55	2.11	-2.34	0.10	-60.96	68.80	-0.886
20	32.70	0.83	-3.92	0.02	-101.82	27.07	-3.761

Табела 13. Резултати динамичког испитивања погонске групе при брзини струјања ваздуха од 26 m/s

ЕЛИСА 18 x 11 – 30 [m/s]							
ГАС[%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	29.73	45.85	27.91	1.50	837.28	1363.05	0.614
90	29.41	43.64	25.95	1.43	778.42	1283.50	0.606
80	30.44	27.77	16.16	1.03	484.71	845.17	0.574
70.14	31.25	16.80	8.67	0.69	260.18	524.95	0.496
70	31.26	16.64	8.56	0.68	256.92	520.31	0.494
60	31.95	8.32	1.80	0.37	53.86	265.76	0.203
50	32.25	5.41	-0.90	0.24	-27.08	174.34	-0.155
40	32.46	3.47	-2.86	0.15	-85.94	112.67	-0.763
30	32.64	1.89	-4.50	0.07	-135.08	61.69	-2.190
20	32.79	0.74	-5.81	0.01	-174.23	24.39	-7.143

Табела 14. Резултати динамичког испитивања погонске групе при брзини струјања ваздуха од 30 m/s

ЕЛИСА 18 x 11 – 35 [m/s]							
ГАС[%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	30.32	39.09	19.33	1.28	676.40	1185.19	0.571
90	30.04	37.30	17.83	1.21	624.21	1120.46	0.557
83.00	30.83	25.40	10.40	0.89	363.91	779.02	0.467
80	31.17	20.30	7.21	0.75	252.36	632.71	0.399
70	31.84	11.56	0.91	0.43	31.93	367.87	0.087
60	32.26	6.47	-2.84	0.26	-99.57	208.68	-0.477
50	32.45	4.62	-4.43	0.18	-155.19	150.06	-1.034
40	32.62	2.99	-6.12	0.11	-214.25	97.58	-2.196
30	32.77	1.64	-7.41	0.05	-259.23	53.62	-4.835
20	32.89	0.65	-8.46	0.00	-295.97	21.45	-13.801

Табела 15. Резултати динамичког испитивања погонске групе при брзини струјања ваздуха од 35 m/s

ЕЛИСА 18 x 11 – 37.5 [m/s]							
ГАС[%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	30.52	34.67	14.68	1.20	550.51	1058.30	0.520
90	30.34	33.22	13.45	1.04	504.23	1007.72	0.500
88.11	30.55	30.11	11.48	0.97	430.46	916.88	0.469
80	31.46	16.78	3.05	0.66	114.40	527.70	0.217
70	32.04	8.57	-2.33	0.23	-87.38	274.55	-0.318

Табела 16. Резултати динамичког испитивања погонске групе при брзини струјања ваздуха од 37.5 m/s

ЕЛИСА 18 x 11 – 38.8 [m/s]							
ГАС[%]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	ηP
100	30.68	32.25	12.23	1.12	474.71	989.40	0.465
90	30.50	30.96	11.13	0.96	432.21	944.34	0.442
80	31.64	14.62	0.71	0.57	27.55	462.61	-0.001
70	32.20	6.91	-4.16	0.14	-161.48	222.46	-0.899

Табела 17. Резултати динамичког испитивања погонске групе при брзини струјања ваздуха од 38.8 m/s

ЕЛИСА 18 x 11 – Проценат гаса 100 [%]							
V [m/s]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	η_P
0	28.86	56.77	64.41	1.83	0.00	1638.15	0.000
10	28.62	57.73	57.62	1.88	576.24	1652.35	0.349
17	28.83	56.78	49.25	1.85	837.19	1637.25	0.511
20	28.94	55.36	44.46	1.81	889.18	1602.26	0.555
25	29.43	51.93	36.76	1.70	918.95	1528.36	0.601
30	29.73	45.85	27.91	1.50	837.28	1363.05	0.614
35	30.32	39.09	19.33	1.28	676.40	1185.19	0.571
37.5	30.52	34.67	14.68	1.20	550.51	1058.30	0.520
38.8	30.68	32.25	12.23	1.12	474.71	989.40	0.480

Табела 18. Резултати динамичког испитивања погонске групе са процентом гаса од 100 %

ЕЛИСА 18 x 11 – Проценат гаса 90 [%]							
V [m/s]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	η_P
0	28.40	55.84	60.53	1.80	0.00	1585.99	0.000
10	28.24	55.96	54.58	1.82	545.83	1580.06	0.345
17	28.46	54.60	46.06	1.78	782.99	1553.94	0.504
20	28.58	52.98	41.47	1.73	829.34	1513.84	0.548
25	29.12	49.66	34.29	1.62	857.15	1445.82	0.593
30	29.41	43.64	25.95	1.43	778.42	1283.50	0.606
35	30.04	37.30	17.83	1.21	624.21	1120.46	0.557
37.5	30.34	33.22	13.45	1.04	504.23	1007.72	0.500
38.8	30.50	30.96	11.13	0.96	432.21	944.34	0.458

Табела 19. Резултати динамичког испитивања погонске групе са процентом гаса од 90 %

ЕЛИСА 18 x 11 – Проценат гаса 80 [%]							
V [m/s]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	η_P
0	29.54	37.93	46.85	1.43	0.00	1120.47	0.000
10	29.28	39.54	43.50	1.47	434.98	1157.69	0.376
17	29.50	38.01	35.15	1.41	597.54	1121.23	0.533
20	29.68	35.62	30.27	1.33	605.47	1057.07	0.573
25	30.18	32.05	23.34	1.21	583.45	967.33	0.603
30	30.44	27.77	16.16	1.03	484.71	845.17	0.574
35	31.17	20.30	7.21	0.75	252.36	632.71	0.399
37.5	31.46	16.78	3.05	0.66	114.40	527.70	0.217
38.8	31.64	14.62	0.71	0.57	27.55	462.61	0.060

Табела 20. Резултати динамичког испитивања погонске групе са процентом гаса од 80 %

ЕЛИСА 18 x 11 – Проценат гаса 70 [%]							
V [m/s]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	η_P
0	30.25	27.83	38.17	1.18	0.00	841.89	0.000
10	30.13	27.81	34.01	1.17	340.11	837.98	0.406
17	30.36	25.82	25.72	1.10	437.27	783.98	0.558
20	30.46	24.60	22.14	1.04	442.82	749.35	0.591
25	30.95	20.98	14.19	0.89	354.63	649.24	0.546
30	31.26	16.64	8.56	0.68	256.92	520.31	0.494
35	31.84	11.56	0.91	0.43	31.93	367.87	0.087
37.5	32.04	8.57	-2.33	0.23	-87.38	274.55	-0.318
38.8	32.20	6.91	-4.16	0.14	-161.48	222.46	-0.726

Табела 21. Резултати динамичког испитивања погонске групе са процентом гаса од 70 %

ЕЛИСА 18 x 11 – Проценат гаса 60 [%]							
V [m/s]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	η_P
0	30.97	18.20	28.71	0.90	0.00	563.56	0.000
10	30.87	18.24	25.00	0.89	249.96	563.07	0.444
17	31.08	16.48	17.57	0.80	298.69	512.24	0.583
20	31.20	15.06	13.92	0.73	278.41	469.95	0.592
25	31.63	11.91	7.65	0.56	191.30	376.69	0.508
30	31.95	8.32	1.80	0.37	53.86	265.76	0.203
35	32.26	6.47	-2.84	0.26	-99.57	208.68	-0.477

Табела 22. Резултати динамичког испитивања погонске групе са процентом гаса од 60 %

ЕЛИСА 18 x 11 – Проценат гаса 50 [%]							
V [m/s]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	η_P
0	31.55	11.15	20.09	0.64	0.00	351.86	0.000
10	31.50	10.79	16.27	0.62	162.75	339.95	0.479
17	31.71	8.84	9.48	0.50	161.10	280.15	0.575
20	31.82	7.63	6.42	0.42	128.31	242.65	0.529
25	32.09	6.36	2.58	0.32	64.50	204.14	0.316
30	32.25	5.41	-0.90	0.24	-27.08	174.34	-0.155
35	32.45	4.62	-4.43	0.18	-155.19	150.06	-1.034

Табела 23. Резултати динамичког испитивања погонске групе са процентом гаса од 50 %

ЕЛИСА 18 x 11 – Проценат гаса 40 [%]							
V [m/s]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	η_P
0	32.02	5.88	12.23	0.41	0.00	188.37	0.000
10	31.99	5.50	8.48	0.36	84.76	176.08	0.481
17	32.11	4.63	4.37	0.29	74.21	148.50	0.500
20	32.14	4.42	2.81	0.26	56.11	141.98	0.395
25	32.33	3.98	0.16	0.20	3.92	128.81	0.030
30	32.46	3.47	-2.86	0.15	-85.94	112.67	-0.763
35	32.62	2.99	-6.12	0.11	-214.25	97.58	-2.196

Табела 24. Резултати динамичког испитивања погонске групе са процентом гаса од 40 %

ЕЛИСА 18 x 11 – Проценат гаса 30 [%]							
V [m/s]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	η_P
0	32.31	2.95	7.26	0.25	0.00	95.32	0.000
10	32.27	2.78	4.39	0.22	43.85	89.55	0.490
17	32.35	2.50	1.34	0.17	22.85	80.74	0.283
20	32.37	2.41	0.29	0.14	5.89	77.94	0.076
25	32.52	2.17	-1.81	0.11	-45.13	70.58	-0.639
30	32.64	1.89	-4.50	0.07	-135.08	61.69	-2.190
35	32.77	1.64	-7.41	0.05	-259.23	53.62	-4.835

Табела 25. Резултати динамичког испитивања погонске групе са процентом гаса од 30 %

ЕЛИСА 18 x 11 – Проценат гаса 20 [%]							
V [m/s]	U [V]	I [A]	Tr [N]	Q [Nm]	Pr [W]	Pul [W]	η_P
0	32.52	1.16	3.19	0.12	0.00	37.85	0.000
10	32.47	1.08	1.24	0.09	12.36	34.94	0.354
17	32.53	0.93	-0.66	0.06	-11.17	30.09	-0.371
20	32.54	0.93	-1.52	0.04	-30.41	30.20	-1.007
25	32.68	0.85	-3.44	0.03	-86.08	27.74	-3.103
30	32.79	0.74	-5.81	0.01	-174.23	24.39	-7.143
35	32.89	0.65	-8.46	0.00	-295.97	21.45	-13.801

Табела 26. Резултати динамичког испитивања погонске групе са процентом гаса од 20 %

**ПРИЛОГ В: ПРОРАЧУНАТЕ ВРЕДНОСТИ ПОТРЕБНЕ ВУЧНЕ СИЛЕ
И СНАГЕ ЗА ПОСМАТРАНЕ БРЗИНЕ ЛЕТА**

АПРОКСИМАТИВНИ МОДЕЛ БЕСПИЛОТНЕ ЛЕТЕЛИЦЕ		
БРЗИНА ЛЕТА [m/s]	ВУЧНА СИЛА [N]	СНАГА [W]
10.0	20.930	209.30
11.0	17.572	193.29
12.0	15.067	180.81
13.0	13.169	171.20
14.0	11.714	164.00
15.0	10.592	158.87
16.0	9.725	155.60
17.0	9.072	154.02
17.5	8.774	153.79
18.0	8.553	153.96
19.0	8.178	155.38
20.0	7.910	158.21
21.0	7.733	162.40
22.0	7.633	167.92
23.0	7.599	174.78
23.1	7.599	175.28
24.0	7.623	182.94
25.0	7.697	192.44
26.0	7.818	203.26
27.0	7.979	215.42
28.0	8.177	228.95
29.0	8.409	243.86
30.0	8.673	260.18
31.0	8.966	277.94
32.0	9.286	297.16
33.0	9.632	317.87
34.0	10.003	340.11
35.0	10.397	363.91
36.0	10.814	389.30
37.5	11.479	430.46
38.0	11.711	445.01
38.8	12.102	469.83
40.0	12.688	507.53
41.0	13.206	541.44
42.0	13.742	577.16
43.0	14.296	614.73
44.0	14.868	654.20
45.0	15.441	694.41