

УНИВЕРЗИТЕТ У БЕОГРАДУ
МАШИНСКИ ФАКУЛТЕТ

Тони Д. Иванов

**ОПТИМИЗАЦИЈА И ИНТЕГРАЦИЈА
ЕЛЕКТРОВЕНТИЛАТОРСКОГ
СИСТЕМА ПРОПУЛЗОРА**

Докторска дисертација

Београд, 2018.

UNIVERSITY OF BELGRADE
FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

Toni D. Ivanov

**OPTIMIZATION AND INTEGRATION OF
AN ELECTRIC DUCTED FAN
PROPULSION SYSTEM**

Doctoral Dissertation

Belgrade, 2018.

ПОДАЦИ О МЕНТОРУ И ЧЛАНОВИМА КОМИСИЈЕ

Ментори:

др Васко Фотев, редовни професор
Универзитет у Београду, Машински факултет

др Небојша Петровић, редовни професор
Универзитет у Београду, Машински факултет

Чланови комисије:

др Часлав Митровић, редовни професор
Универзитет у Београду, Машински факултет

др Бранимир Стојиљковић, доцент
Универзитет у Београду, Саобраћајни факултет

др Слободан Ступар, редовни професор у пензији
Универзитет у Београду, Машински факултет

Датум одбране:

ОПТИМИЗАЦИЈА И ИНТЕГРАЦИЈА ЕЛЕКТРОВЕНТИЛАТОРСКОГ СИСТЕМА ПРОПУЛЗОРА

РЕЗИМЕ

Растући тренд у погледу истраживања везана за електрични погон није заобишао ваздухопловну грану индустрије. Последњих година, велики број светских компанија и истраживачких центара покушава да развије “зелен” погон летелица. Такође, убрзаним развојем електричних енергетских компоненти (електромотори са сталним магнетима, литијум-полимерне батерије, мосфет транзистори и сл.) створила се велика заступљеност електричних ваздухопловних погона у области малих беспилотних летелица. У складу са овим трендом предмет истраживања ове дисертације представљају електровентилаторски системи пропулзора. У оквиру истраживања извршен је детаљан преглед литературе везане за вентилаторске пропулзоре након чега су представљени математички модели појединих компоненти система пропулзора. Такође су представљене и методе параметризације геометријског облика пропулзора Б сплајновима и ЦСТ методом као и метахеуристички методи оптимизације: генетски алгоритми и метод роја честица.

Помоћу дефинисаних модела и метода развијена је методологија оптимизације електровентилаторског система пропулзора која је представљена кроз три појединачна примера као и кроз интегрисани пример оптимизације и интеграције пропулзора на малу беспилотну ВТОЛ летелицу. Оптимизацијом постојећег пропулзора указано је на могућност побољшања његових перформанси за одређени режим рада а развијена је и методологија за вишекритеријумску оптимизацију пропулзора погоњеним електричним погоном за чије потребе је створена и база комерцијално доступних компонената.

За потребе експерименталног испитивања развијен је испитни сто помоћу којег је разматран утицај геометрије уводника на комерцијално доступан пропулзор а извршена је и нумеричка анализа методом коначних запремина како би се добио и квалитативни увид у понашање пропулзора.

Кључне речи:

ваздухопловни пропулзори, параметризација облика, метахеуристичке методе, електрични погон, вентилаторски пропулзори

Научна област: Машинство

Ужа научна област: Ваздухопловство

УДК: 629.7.036.7(043.3)

623.746-519(043.3)

OPTMIZATION AND INTEGRATION OF AN ELECTRIC DUCTED FAN PROPULSION SYSTEM

ABSTRACT

The growing trend in terms of electric drive research did not bypass the aerospace industry. In recent years, a large number of world companies and research centers have been trying to develop a “green” aircraft propulsion system. Also, with the rapid development of electric power components (permanent magnet motors, lithium-polymer batteries, MOSFET transistors etc.) there is a large representation of electric aircraft propulsion in the field of small UAVs.

In line with this trend the subject of research of this dissertation are electric ducted fan propulsion systems. Within the research a detailed review of literature considering fan propulsion systems is done after which the mathematical models of the propulsion system individual components are presented. Also, the methods for geometric shape parameterization via B-Splines and CST as well as the metaheuristic optimization methods: genetic algorithms and particle swarm optimization are presented.

Using the defined methods and models an electric ducted fan optimization methodology is developed which is presented through three individual examples as well as an integral example of a small VTOL aircraft propulsion system optimization and integration. By the optimization of an existing propulsor the possibility of improving its performance for a certain design point is shown while a multiobjective optimization methodology of a propulsion system which is electrically driven is also developed for whose needs a database of commercially available components was created.

For the purpose of experimental investigation, a propulsion test rig was developed with which the influence of the inlet geometry on a commercially available fan is examined and a numerical analysis via the finite volume method was done in order to obtain a qualitative insight in the propulsion system performance.

Keywords:

Aircraft propulsion, shape parameterization, metaheuristic methods, electric drive, fan propulsion

Scientific field: Mechanical engineering

Specific Scientific field: Aerospace Engineering

UDC: 629.7.036.7(043.3)

623.746-519(043.3)

САДРЖАЈ

1	Увод	1
1.1	Кратак историјат каналисаних пропулзора	18
1.2	Преглед литературе	29
1.3	Мотивација за израду дисертације	59
2	Енергетски систем	60
2.1	Електромотор	60
2.1.1	Једносмерни електромотори без четкица.....	64
2.2	Контролер <i>BLDC</i> мотора	75
2.3	Батерије	88
3	Каналисана елиса (вентилатор)	104
3.1	Моментна теорија (теорија идеалне елисе)	104
3.1.1	Каналисана елиса на радном столу (лебдење)	104
3.1.2	Каналисана елиса у режиму аксијалног лета (пењање)	109
3.2	Једнодимензиони аеротермодинамички модел	111
3.3	Метод елемента крака елисе	115
3.3.1	Комбинована теорија елемента крака / теорија идеалне елисе	117
3.3.2	Одређивање геометрије крака елисе.....	118
3.3.3	Одређивање геометрије исправљача струје (статор)	119
3.4	Мере квалитета каналисане елисе	120
4	Параметризација облика геометрије	123
4.1	Параметризација класа-облик <i>CST</i>	123
4.2	Параметризација Б сплајновима	126
4.3	Параметризација облика каналисаног пропулзора	127
5	Оптимизациони алгоритми	129
5.1	Генетски алгоритам.....	129
5.2	Рој честица	130
5.3	Вишекритеријумска оптимизација	132
6	Примери оптимизације	133
6.1	Оптимизација одабира компонената пропулзора	133
6.2	Оптимизација геометрије канала	137
6.3	Оптимизација геометрије елисе	142
6.4	Анализа утицаја уводника канала експерименталним испитивањем	145
7	Интеграција пропулзора	152
8	Закључак	160
8.1	Научни допринос дисертације	160
8.2	Могући правци даљег истраживања.....	161
9	Литература	162
10	Прилози	П1
10.1	Прилог 1: Поједностављени <i>BLDC</i> модел другог реда.....	П1

СПИСАК СЛИКА

Слика 1.1	Архитектуре електричне пропулзије [4].....	2
Слика 1.2	Дистрибуирани пропулзивни систем на <i>NASA N3-X</i> [12]	5
Слика 1.3	Концептуалне <i>VTOL</i> летелице погођене електричним погоном	6
Слика 1.4	Густина енергије различитих акумулатора [19].....	8
Слика 1.5	Специфичне густине енергије за разне типове батерија.....	9
Слика 1.6	Специфична густина снаге електромотора и мотора СУС	10
Слика 1.7	Ефикасност у претварању енергије неколико система [19].....	11
Слика 1.8	Струјне слике око каналисаног и слободног ротора (елисе)	12
Слика 1.9	Поређење перформанси пропулзора у функцији од σ_d	14
Слика 1.10	Допринос потиску различитих компонената пропулзора	15
Слика 1.11	Поређење потребних снага вентилатора и слободне елисе	17
Слика 1.12	<i>Caproni Stipa</i>	18
Слика 1.13	Експериментална летелица <i>Hiller Aircraft VZ-1 Pawnee</i>	19
Слика 1.14	Летелице са вертикалним полетањем и слетањем.....	21
Слика 1.15	Хеликоптери са потисним вентилаторским пропулзором.....	22
Слика 1.16	Авионске конструкције са потисном елисом	23
Слика 1.17	<i>Airbus E-Fan</i>	24
Слика 1.18	Хеликоптери са <i>Fenestron</i> репним ротором	25
Слика 1.19	Беспилотне летелице са каналисаним пропулзором	26
Слика 1.20	Беспилотне <i>VTOL</i> летелице са каналисаним пропулзором.....	27
Слика 1.21	Екраноплан <i>Буревестник 24</i>	27
Слика 1.22	Променљиве вентилаторског пропулзора	30
Слика 1.23	Перформансе вентилаторског пропулзора [46].....	32
Слика 1.24	Матеметички и експериментални модел мале <i>UAV</i> [60].....	34
Слика 1.25	Геометрија вентилаторског пропулзора према <i>DFDC</i> [61].....	35
Слика 1.26	Облици испитиваних канала [79]	37
Слика 1.27	Шематски приказ експериментале поставке [80]	38
Слика 1.28	Однос потисак/снага у функцији брзине лета [84]	40
Слика 1.29	Разматрани параметри канала пропулзора [86]	41
Слика 1.30	Расподела притисака на површинама канала [86]	42

Слика 1.31 Неке од разматраних конфигурација у [56].....	43
Слика 1.32 Облици геометрије усница уводника [93]	45
Слика 1.33 Спроводне лопатице и Хилеров штап [28, 97]	47
Слика 1.34 Струјне линије добијених PIV методом [98].....	48
Слика 1.35 Електровентилаторски пропулзор на испитном столу [102]	49
Слика 1.36 Контрола струјања синтетичким млазом [105]	50
Слика 1.37 Пропулзор са процепима у каналу у аеротунелу [106]	51
Слика 1.38 Предложени <i>DDF</i> и модификована геометрије канала [100]	52
Слика 1.39 Конфигурације испитиване у ЦАГИ 1932-1934. године.....	53
Слика 1.40 Модел пропулзора у аеротунелу Т-104 [114].....	54
Слика 1.41 Прорачунска мрежа и расподела притисака [118].....	56
Слика 1.42 Разматрана мала ВТОЛ беспилотна летелица [126].....	57
Слика 1.43 Неконвенционалне летелице са вентилаторским пропулзором	58
Слика 2.1 Енергетски систем електровентилаторског пропулзора	60
Слика 2.2 Фамилијарно стабло електромотора	61
Слика 2.3 Неколико типова електромотора	62
Слика 2.4 Различити типови конструкција обртних мотора	64
Слика 2.5 Основне компоненте електромотора.....	65
Слика 2.6 Површински ефекат проводника	67
Слика 2.7 Заменске шеме намотаја за устаљена стања.....	70
Слика 2.8 Моментно брзинска карактеристика мотора.....	71
Слика 2.9 Поређење прорачунских и експерименталних вредности	74
Слика 2.10 Таласни облици и комутација струје <i>BLDC</i> мотора [145]	76
Слика 2.11 Ознаке прекидачких елемената	78
Слика 2.12 Прекидачко коло и прекидачки таласни облици	79
Слика 2.13 Квадранти $U-I$ дијаграма и X прекидачки мост	80
Слика 2.14 Топологија пола моста и топологија <i>C-dump</i>	81
Слика 2.15 <i>Full Bridge</i> топологија енергетског прекидача.....	82
Слика 2.16 Ширинско импулсни сигнал напона и валовитост струје.....	84
Слика 2.17 Батеријске ћелије и батеријска паковања	88
Слика 2.18 Ћелија литијум јонске батерије	88
Слика 2.19 Специфична снага и специфична енергија батерија	91

Слика 2.20 Крива пражњења батерија [156]	93
Слика 2.21 Стања батерије	95
Слика 2.22 Перформансе NiMH (6V, 950mAh) батерије	95
Слика 2.23 Смањење капацитета и раст отпорности ћелије Sony 18650 [158].....	96
Слика 2.24 Опадање перформансе батерија током складиштења [159].....	97
Слика 2.25 Шеме три често коришћена ЕЕК модела [167]	100
Слика 2.26 Крива пражњења литијум јонске Вlion ћелије [168]	101
Слика 2.27 Крива пражњења и пуњења и модел батерије [169].....	102
Слика 3.1 Модел каналисаног пропулзора.....	104
Слика 3.2 Коефицијенти губитака у колектору и у млазнику.....	107
Слика 3.3 Каналисани пропулзор у аксијалном лету	109
Слика 3.4 Пропулзивно коло електровентилаторског пропулзора	113
Слика 3.5 Елемент крака елисе [180].....	115
Слика 3.6 Елемент крака исправљача струје (статора).....	120
Слика 4.1 Бернштајнови полиноми и геометрија аеропрофила.....	125
Слика 4.2 Параметри геометрије канала и центроплана	127
Слика 4.3 Параметризована геометрија пропулзора од 4 ft [84].....	128
Слика 4.4 Параметризовани центроплан [84] Б сплајновима	128
Слика 5.1 Прост (традиционални) генетски алгоритам.....	130
Слика 5.2 Алгоритам роја честица.....	131
Слика 5.3 Парето фронт	132
Слика 6.1 Парето фронт за случај статичког режима лета.....	134
Слика 6.2 Изабране елиса и мотор за циљ максималне ефикасности	135
Слика 6.3 Изабране елиса и мотор за циљ минималне масе	135
Слика 6.4 Ефикасности електромотора одабрана за обе циљне функције	135
Слика 6.5 Парето фронт вишекритеријмске оптимизације	136
Слика 6.6 Геометрија канала AROD [56]	137
Слика 6.7 Валидација нумеричког метода	138
Слика 6.8 Ток процеса оптимизације геометрије пропулзора	139
Слика 6.9 Иницијална и оптимизована геометрија за режим лебдења	140
Слика 6.10 Иницијална и оптимизована геометрија за режим крстарења.....	141
Слика 6.11 Ток оптимизације геометрије аеропрофила	143

Слика 6.12 Оптимизовани облик аеропрофила пропелера.....	144
Слика 6.13 Оптимизована геометрија елисе	145
Слика 6.14 Комерцијални електровентилаторски пропулзор	146
Слика 6.15 Експериментална поставка за испитивање пропулзора	147
Слика 6.16 Графички интерфејс испитног стола.....	147
Слика 6.17 Разматрани уводници у експерименталним испитивањима	148
Слика 6.18 Дијаграм зависности силе потиска од укупне снаге.....	148
Слика 6.19 Дијаграм зависности силе потиска од броја обртаја	149
Слика 6.20 Дијаграм зависности електричне снаге од броја обртаја	149
Слика 6.21 Статичка ефикасност испитиваних пропулзора	150
Слика 6.22 Расподела брзина у равни симетрије пропулзора	151
Слика 7.1 Илустрација разматране беспилотне летелице	152
Слика 7.2 Аеродинамичке карактеристике летелице без вентилатора	153
Слика 7.3 Коефицијент притиска летелице без вентилатора за $\alpha = 0 - 10^\circ$	154
Слика 7.4 Коефицијент притиска летелице без вентилатора за $\alpha = 15 - 25^\circ$	154
Слика 7.5 Расподела брзина око летелице без вентилатора за $\alpha = 0 - 10^\circ$	154
Слика 7.6 Расподела брзина око летелице без вентилатора за $\alpha = 15 - 25^\circ$	155
Слика 7.7 Сила потиска оптимизованог вентилаторског пропулзора.....	155
Слика 7.8 Зависност сила потиска / снага оптимизованог пропулзора.....	156
Слика 7.9 Карактеристике изабраног електромотора за статички режим	156
Слика 7.10 Карактеристике електромотора за режим аксијалног лета	156
Слика 7.11 Нагибни углови и тетива дуж крака елисе	157
Слика 7.12 Изабрана геометрија канала и центроплана пропулзора	158
Слика 7.13 Расподела брзина и струјне линије за режим лебдења.....	158

СПИСАК ТАБЕЛА

Табела 1.1 Неке летелице на којима је примењен каналисани пропулзор	28
Табела 2.1 Упоредне карактеристике различитих типова електромотора.....	63
Табела 2.2 Реакције и напон ћелије различитих батерија	90
Табела 2.3 Поређење постојећих метода за моделирање Li Ion батерија	99
Табела 6.1 Карактеристике пропулзора оптимизованих за статички режим	140
Табела 6.2 Карактеристике пропулзора оптимизованих за аксијални лет.....	141

НОМЕНКЛАТУРА

Индекси

<i>E</i>	величине у излазној равни
<i>ROT</i>	величине у равни ротора
<i>V</i>	величине вентилатора
<i>R</i>	величине обртног тела - ротора (елисе)
<i>P,a</i>	Пењање, аксијални лет (лет управан на осу пропулзора)
<i>L</i>	Лебдење
<i>i</i>	Индуковане вредности
<i>d</i>	Дифузор, млазник (сегмент канала иза ротора)
<i>κ, KOL,U</i>	Колектор, уводник (сегмент канала испред ротора)
<i>m, M</i>	Механичке величине електромотора
<i>e, E</i>	Електричне величине електромотора
<i>S</i>	Величине статора
<i>sw</i>	Прекидачки
<i>K</i>	Канал (омотач, плашт)
<i>C</i>	центроплан
<i>is</i>	изентропски

Скраћенице

ВТОЛ	Летелице са могућношћу вертикалног полетања и слетања
FM	Статичка ефикасност (ефикасност у лебдењу)
BLDC	Једносмерни мотор без четкица
PWM	Ширинско импулсна модулација
BMS	Систем за управљање батеријама
ЕЕК	Еквивалентно електрично коло
ESC	Контролер електромотора

Ознаке

<i>A</i>	Површина [m ²]
<i>P</i>	Снага [W]
<i>T</i>	Сила потиска [N]
<i>V</i>	Брзина лета [m/s]
<i>v_i</i>	индукована брзина ваздушне струје у равни ротора [m/s]
<i>v_L</i>	Идеална индукована брзина струје у лебдењу [m/s]
<i>D</i>	Пречник [m]
<i>R</i>	Полупречник [m]
<i>l</i>	Дужина [m]

n	Број обртаја [o/min]
rpm	[o/min]
ω, Ω	Угаона брзина [rad/s]
T	Обртни момент електромотора [Nm]
f	Фреквенција [Hz]
N	Број полова, лопатица
T	Температура [K, C]
ρ	отпорност материјала проводника [Ωm]
α	кофицијент топлотне отпорности
δ	површинска дебљина [m]
μ_r	релативна магнетна пермеабилност проводника
μ_0	пермеабилност вакуума
ϵ_r	релативна диелектричка пропустљивост материјала
ϵ_0	диелектрична пропустљивост вакуума.
K_V	брзинска константа мотора
K_e	електромоторна константа
K_T	константа обртног момента
K_M	константа мотора
R	Електрична отпорност [Ω]
E_{EMF}, U_{EMF}	индукована електромоторна сила [V]
I	Јачина струје [A]
B	мангетна индукција сталних магнета [T]
η	Ефикасност мотора
U, E	Напон [V]
t	Време [s]
T	Периода [s]
d	Радни (duty) циклус
p	Пеукертов коефицијент
Q	капацитет батерије [Ah],
p	Притисак [Pa]
k_v	Однос брзина
M	Масени прото [kg/s]
ξ_K	Коефицијент губитака уводника
ξ_D	Коефицијент губитака дифузора
k	кофицијент облика канала
r_k	Полупречник усница канала [m]
k_{CM}	Кофицијент опуштања
α_D	Угао дивергенције
C_T	Коефицијент потиска
C_P	Коефицијент снаге
δ	Зазор између лопатице и канала / индуковани прираштај брзине

s	ентропија
κ	однос специфичних топлота
h	енталпија
C_p	Специфична топлота при константном притиску
C_v	Специфична топлота при константној запремини
R	Идеална гасна константа
M	Махов број
a	Брзина звука [m/s]
π	Степен сабијања
w	Специфични рад
W	Релативна брзина
c_y	Коефицијент узгона аеропрофила
c_x	Коефицијент отпора аеропрофила
θ	Уградни нагибни угао аеропрофила
l	Тетива аеропрофила
a	Аксијални индукциони фактор
a'	Тангенцијални индукциони фактор
σ	коефицијент испуне елисе
F	Прантлов корекциони фактор
Φ_{SH}	Шајдаковљев корекциони фактор
q_R	Динамички притисак
Q	Обртни момент елисе
H	Висина
σ_d	дифузорски степен експанзије

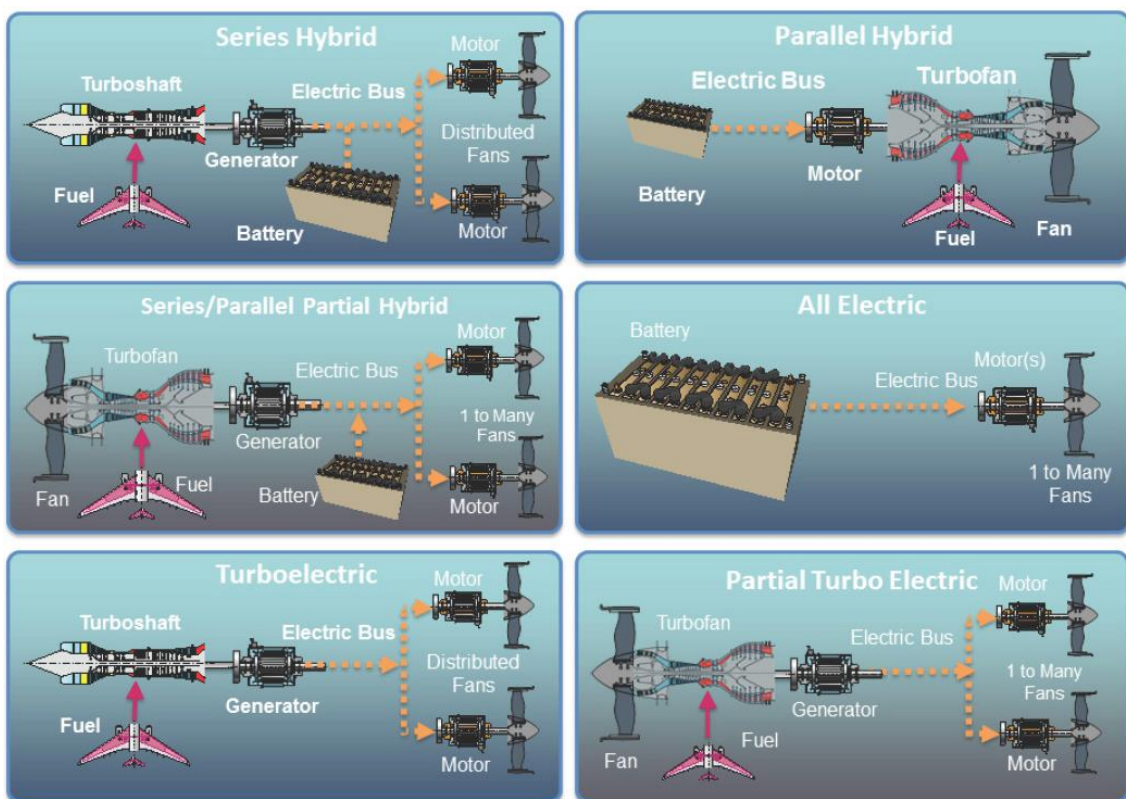
1 Увод

Будући захтеви у погледу цивилног ваздухопловства дефинисани су од стране угледних светских ваздухопловних стручњака тако да омогућавају остваривање следећих циљева: петоструко смањење авионских несрећа, преполовљивање буке летелица; смањење емисије угљен диоксида (CO_2) по путничком километру за 50%; смањење емисије азотних оксида (NO_x) за 80%; систем контроле лета који ће омогућити 16 милиона летова годишње и 99% летова са временским распоредом од 15 минута. На ове циљеве може се додати и смањење огромне зависности цене лета од цене горива, нарочито код летелица већег долета [1]. Ово је нарочито битно када се има у обзир чињеница да се у протеклих тридесетак година може приметити огроман раст глобалне потрошње керозина (33 милиона тона 1980. године, 205 милиона тона 2012. године са пројектованим 600 милиона тона 2030. године) [2].

Из постављених циљева није тешко уочити да је за њихово остваривање неопходно значајно побољшање ваздухопловних погона нарочито у погледу смањења емисије штетних гасова, смањења буке летелице, повећање поузданости и смањења зависности од цене горива на тржишту. У складу са овим захтевима као и у складу са напретком технологија, истраживачи су почели, осим усавршавањем и оптимизацијом постојећих типова пропулзора, активније да се баве истраживањима везаним за испитивање других могућих решења за пропулзију летелица. У погледу побољшања постојећих типова пропулзора, велики труд је посвећен оптимизацији и побољшању ефикасности компонената мотора, а све чешће се узима у обзир и могућност коришћења горива чија употреба не би довела до повећања укупног нивоа штетних гасова. Најактуелнија горива овог тупа су угљеноводонична горива добијена Фишер-Тропшовим синтезом сингаса који се може добити електрохемијским, фотохемијским или термохемијским путем, биогорива добијена из биомасе *HEFA* (енг. *hidroprocessed ester and acids*) процесом као и ферментацијом биомасе (алкохол), метан добијен метанизацијом биомасе, водоник добијен електролизом итд. [3].

Када су у питању нови типови пропулзије, једна од радикалнијих могућности која се тренутно интензивно разматра, јесте употреба електричне енергије за погон ваздухоплова. Овај тип пропулзије је данас вероватно најактуелнији и најперспективнији и поред очигледних мана као и чињенице да примена електричне

енергије као погонско гориво захтева делимичну или потпуну измену инфраструктуре летелице. Мора се напоменути да ова врста погона постоји и користи се веома дуго у ваздухопловству. Први покушај погоњења балона оваквим пропулзором изведен је још 1883. године док је први успешни лет једрилицом погоњеном електромотором напајаним батеријама изведен 1973. године [2]. Такође 1980-их година је изведено неколико једрилица где је електромотор напајан соларним панелима а почела је и примена ових погона на малим беспилотним летелицама што је нарочито интензивирано минулих неколико година експанзијом једносмерних електромотора без четкица - *BLDC* (енг. *Brushless Direct Current*) и литијум јонских батерија.



Слика 1.1 Архитектуре електричне пропулзије [4]

На слици су приказане актуелне архитектуре електричних пропулзора. Извор електричне енергије могу бити и соларни панели, горивне ћелије и сл. што овде није приказано.

Погоњење летелице електромотором омогућава лет без емисије штетних гасова (бар док је летелица у лету) као и флексибилност у погледу избора извора електричне енергије (батерије, соларни панели, горивне ћелије и сл.). Такође, предност овог приступа је и велика ефикасност електромотора у поређењу са моторима са унутрашњим сагоревањем као и могућност избора примарног извора

енергије од којег је добијена електрична енергија (хемијска, соларна, енергија ветра, хидроенергија и сл.).

Када је комерцијална цивилна авијација у питању већи део истраживања ослања се на шест различитих архитектура електричне пропулзије (Слика 1.1):

- Потпуно електрични погон
- Хибридни електрични погон
 - Хибридни паралелни
 - Хибридни серијски
 - Делимично хибридни серијски/паралелни
- Турбоелектрични погон
 - Потпуно турбоелектрични
 - Делимично турбоелектрични

Осим научних и истраживачких институција велики интерес за ове типове пропулзије показале су и велике корпорације па је тако за потребе *Boeing*-овог концепта подзвучног ултра зеленог авиона - *SUGAR* (енг. *Subsonic Ultra Green Aircraft Research*) удружени тим састављен од експерата из *Boeing Research and Technology*, *Boeing Commercial Airplanes*, *General Electric* и *Georgia Tech* разматрао неколико концепата везаних за циљеве *NASA N+3* генерације летелица [5]. Они су представили следеће концепте пропулзора:

- *eFan* пропулзор – систем сачињен од каналисаног композитног вентилатора повезаног редуктором на електромотор високе снаге који се напаја батеријама.
- *fFan* пропулзор – хибридни електро/гасни мотор код којег се снага која погони вентилатор добија од гасног мотора у режимима већих оптерећења мотора (полетање, пењање) и од горивних ћелија у условима крстарења.
- *hFan* пропулзор – хибридни систем код којег је на вратилу ниског притиска осим гасне турбине инсталиран и електромотор напајан батеријама. Електро систем намењен је за краће летове док је гасна турбина намењена дужим летовима.
- *gFan* и *gFan+* пропулзори – представљају побољшање постојећих технологија двострујних турбомлазних мотора са великим степеном двострујности.

Са друге стране Атлантског океана пак, удружени тим сачињен од експерата компанија *Rolls Royce*, *Airbus* и *Siemens* ради на концептуалној летелици *eConcept* са циљем смањења емисије CO₂ за 75%, емисије азотних оксида (NO_x) за 90% као и смањење нивоа буке за 65% у односу на нивое из 2000. године а према циљевима за 2050. године дефинисаним од стране европске комисије [6]. За овај концепт, компанија *Rolls Royce* обавезала се да ће развити потпуно електричну погонску групу док ће компанија *Airbus* радити на пројектовању електричног система и интеграцији погонске групе са структуром летелице. Овај концептуални погон назван је *E-Thrust* и представља серијски хибридни турбоелектрични пропулзивни систем. За његове потребе покренут је и пројекат развоја електромотора са суперпроводљивим намотајима на наизменичну струју (енг. *Programable Alternating current Superconducting Machine - PSAM*).

Као што је већ приказано (Слика 1.1), употреба турбоелектричне погонске групе пружа могућност декупловања вентилатора од гасогенератора (вентилатор је погођен електромотором који се напаја електричном енергијом из генератора намененог на турбовратилни мотор). На овај начин постиже се рад турбовратилног мотора и вентилатора у њиховим оптималним радним тачкама, нарочито због могућности рада на различитим бројевима обртаја, што доприноси повећању ефикасности пропулзора. Са друге стране употреба више вентилаторских пропулзора омогућава повећање степена двострујности без повећања пречника вентилатора као и боље искоришћење ефекта усисавања граничног слоја - *BLI* (енг. *Boundary Layer Ingestion*). Усисавањем граничног слоја смањује се отпор летелице и може се смањити њена потрошња горива и преко 8%.

Пропулзорски систем сачињен од мотора СУС који снабдева електричном енергијом више вентилатора или елиса погођених електромоторима назива се дистрибуиран пропулзивни систем - *DP* (енг. *Distributed Propulsion*) и осим *Airbus*-ов *E-Thrust* велики број компанија и институција тренутно активно раде на концептуалним летелицама код којих је имплементиран баш овај тип пропулзије. Неки од најпознатијих су: *NASA N3-X*, *ESAero*, *NASA LeapTech*, *NASA X-57 Maxwell* итд. Сагласно са овим тенденцијама протеклих година појавио се велики број радова и тех-

ничких извештаја везаних за изводљивост ових система, тренутно стање технологије, будућа очекивања као и поређење ове технологије са конвенционалним летелицама [7, 8, 9, 10, 11, 12, 13, 14, 15].



Слика 1.2 Дистрибуирани пропулзивни систем на NASA N3-X [12]

Предложена концептуална турбоелектрична дистрибуирана пропулзивна група летелице N3-X садржи 15 вентилатора погоњених криогено хлађеним електромоторима укупне снаге око 44,7 [kW].

Експанзија и пад цена ваздухопловних технологија довела је до тога да њихова доступност више није резервисана за одбрамбену индустрију и велике корпорације што је омогућило стварање великог броја мањих и већих предузећа чија је пажња окренута производњи урбаних летелица са вертикалним полетањем и слетањем V/STOL (енг. *Vertical/Short Take-Off Lift-Off*), (Слика 1.3). Ове летелице искористиле би новостворено тржиште које је резултат повећања броја становника у великим градовима као и повећања њихове куповне моћи, нарочито у земљама са повећаном стопом развоја, које је довело до великих проблема кретања становништва унутар истих (саобраћајни колапси и сл.). Осим као возила за комерцијални транспорт људи велико је интересовање за овакве летелице и у погледу примене у ратним условима нарочито у неприступачним срединама. Неки од тренутно популарних концепата овог типа летелице су: *LLC AirSpaceX, Uber Elevate, Lilium, Vision VTOL, Airbus PopUp, Delorean DR-7, Trifan 600, Ehang 184, Terrafugia TF-X, Finmeccanica Project Zero, Darpa X-plane, UA Air Mule, Boeing Phantom Swift* итд.



Слика 1.3 Концептуалне *VTOL* летелице погоњене електричним погоном *Airbus PopUp* (горе лево), *Delorean DR-7* (горе десно), *Darpa X-plane* (доле лево), *Lilium* (доле десно)

Употреба електричне пропулзије код *V/STOL* летелица нуди неколико предности међу којима су: мањи број компонената система, мањи број сати утрошених на одржавање, мања емисија штетних гасова, мања емисија буке, једноставније управљање, знатно мања цена енергије (нпр.: цена електричне енергије у Србији је између 5 и 17 [дин/kWh] док се из 1 [L] горива чија је густина енергије 9500 [Wh/L], са мотором СУС чија је ефикасност 40%, може добити око 3.8 [kWh] енергије. За цену горива 150 [дин/L] следи цена од око 40 [дин/kWh]) итд. Такође, употребом вентилатора смањује се отисак (енг. *footprint*) летелице на земљи што омогућава мање хелиодроме, повећава се безбедност а омогућава се и већа ефикасност при већим брзинама хоризонталног лета. Применом вентилаторских пропулзора избегавају се и негативни ефекти који се јављају код турбомлазних погона у фази полетања. Пошто гас иза вентилатора није врео не представља опасност за писту, а не постоји ни опасност од усисавања врелог гаса у мотор (енг. *hot gas ingestion*) које код неких летелица значајно утиче на понашање и ефикасност мотора [16]. Применом више електровентилаторских пропулзора код *V/STOL* летелице са кратким долетом може допринети смањењу укупних оперативних трошкова за 26% у односу на конвенционални хеликоптер са клипним мотором [17].

Као што је и приказано, велики напор улаже се у истраживању и развоју електричне пропулзије за примену у комерцијалној и војној авијацији. Одавде, тренутно

се тестира неколико прототипова (пр. летелица *Lilium* је имала први лет у марту 2017. године) а ускоро се очекује и реализација још неких концепата.

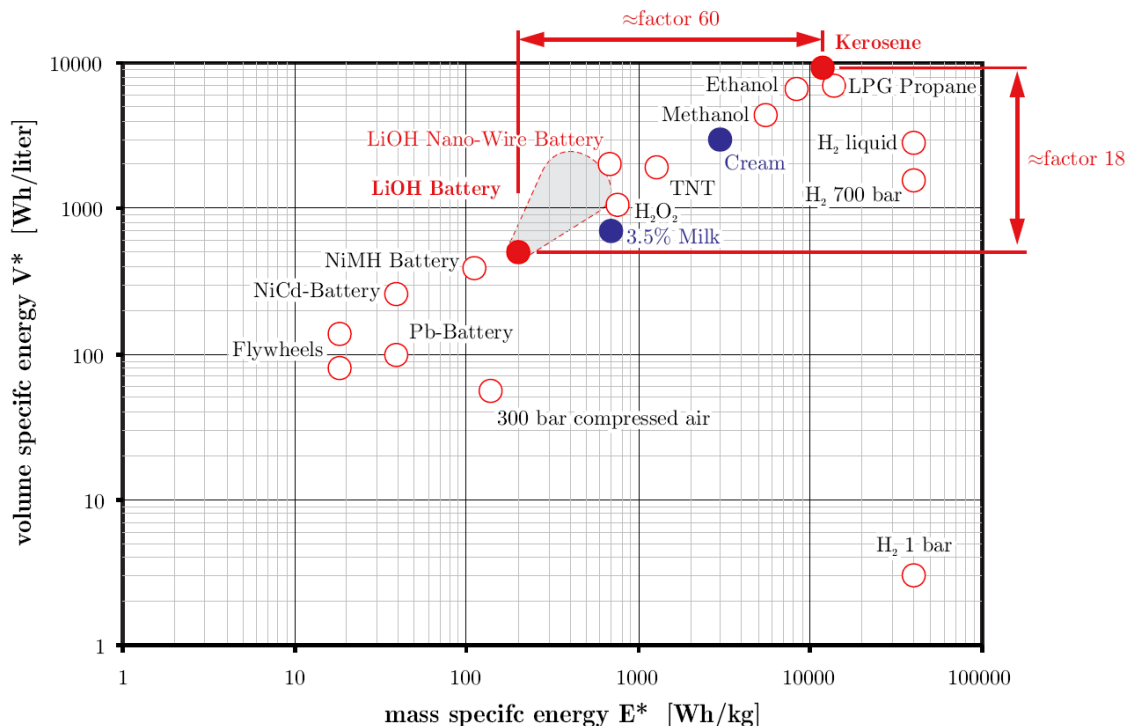
Ипак, када је у питању данашњица, електрична пропулзија је најзаступљенија код малих и микро беспилотних летелица. Годинама уназад ове летелице представљају основа на којој су вршена истраживања везана за овај тип пропулзије. Ове летелице, које су управљане аутономно или даљински, доживеле су процват у последњих неколико година. Повећани интерес за њих последица је понајвише напредовању технологија видео камера и осматрачких сензора што их је начинило погодним како за војне тако и за цивилне намене. Електрична пропулзија допринела је повећању стабилности лета, смањењу вибрација и буке, повећању поузданости и сл. те су мале беспилотне летелице постале практично и јефтино решење за снимање комерцијалних и некомерцијалних видеа и фотографија. Примена ових летелица повећана је до те мере да су регулаторна тела донела законе и правилнике које регулишу њихово коришћење. У Републици Србији употреба беспилотних летелица регулисана је Правилником о беспилотним ваздухопловима [18].

Постоји више разлога због којих електрични пропулзори нису озбиљније разматрани као средство за пропулзију већих летелица у прошлости и који се јављају као препрека даљем усавршавању малих беспилотних летелица. Од њих два разлога се издвајају као доминантна. Први разлог је прилично мала густина енергије батерија, нарочито у односу на фосилна горива (око 60 пута мања густина енергије по маси акумулатора, Слика 1.4). Други разлог је релативно мала густина снаге електромотора која је нарочито изражена када су у питању веће номиналне снаге. Ове негативне карактеристике електромотора и батерија као акумулатори енергије утичу на значајно повећање масе летелице што смањује могући корисни терет и максимални долет летелице. Неповољно на долет утиче и чињеница да, за разлику од фосилних горива, маса батерије дуж трајања лета се не смањује.

Батерије

Повећање промета портабилне конзументске електронике и све већа продаја електричних возила на светском тржишту (приближно 42% од укупне продаје литијум/јонских батерија у 2016. години, гледано по Wh, била је намењена аутомобилској индустрији), довела је до великог интереса великих компанија а тиме и до зна-

чајнија улагања у области технологије батерија. Из овог разлога у последњој деценији примећен је велики напредак у погледу остварене густине енергије батерија као и у поузданости и истрајности при већем броју циклуса.

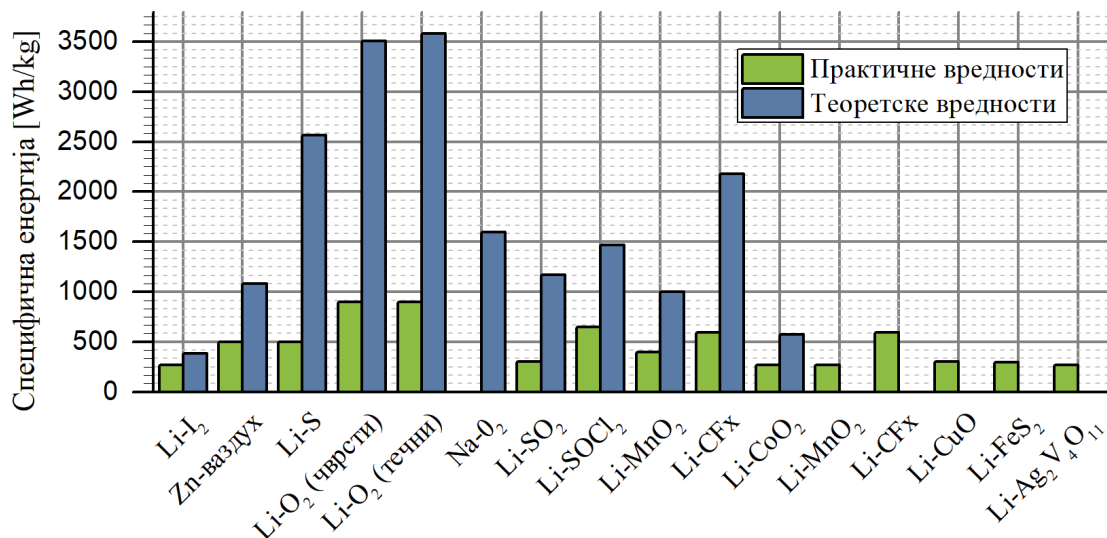


Слика 1.4 Густина енергије различитих акумулатора [19]

Количина акумулисане енергије у [Wh] по 1 [kg] масе акумулатора и по 1 [L] његове запремине.

Осим побољшања постојећих посебни напори су посвећени истраживању нових као и поновног реоткривања неких напуштених концепата. Нарочите наде истраживача ослоњене су на батеријама базираним на литијум-ваздуху тј. литијум-кисеонику (Li_2O_2 , Li_2O) код којих теоретска специфична енергија (густина енергије по маси) може бити и преко 5000 [Wh/kg] [19, 20, 21]. Осим код литијум-ваздух батерија велики напредак очекује се и код батерија ослоњених на литијум-сумпору (америчка компанија Sion Power представила је 2017. године *Li-S* батерију са специфичном енергијом 500 [Wh/kg]) као и на батеријама базираним на хемијским реакцијама између метала и ваздуха као на пример: цинк-ваздух, магнезијум-ваздух, гвожђе-ваздух и сл. (Слика 1.5). Када се посматрају батерије као извор енергије код летелица осим енергије треба се узети у обзир и ексергија (део енергије којег је

могуће искористити за користан рад). Уколико се пореди ексергија, онда се претходно поменута тренутна разлика између керозина и батерија смањује са око 60 на око 8 пута [3].



Слика 1.5 Специфичне густине енергије за разне типове батерија

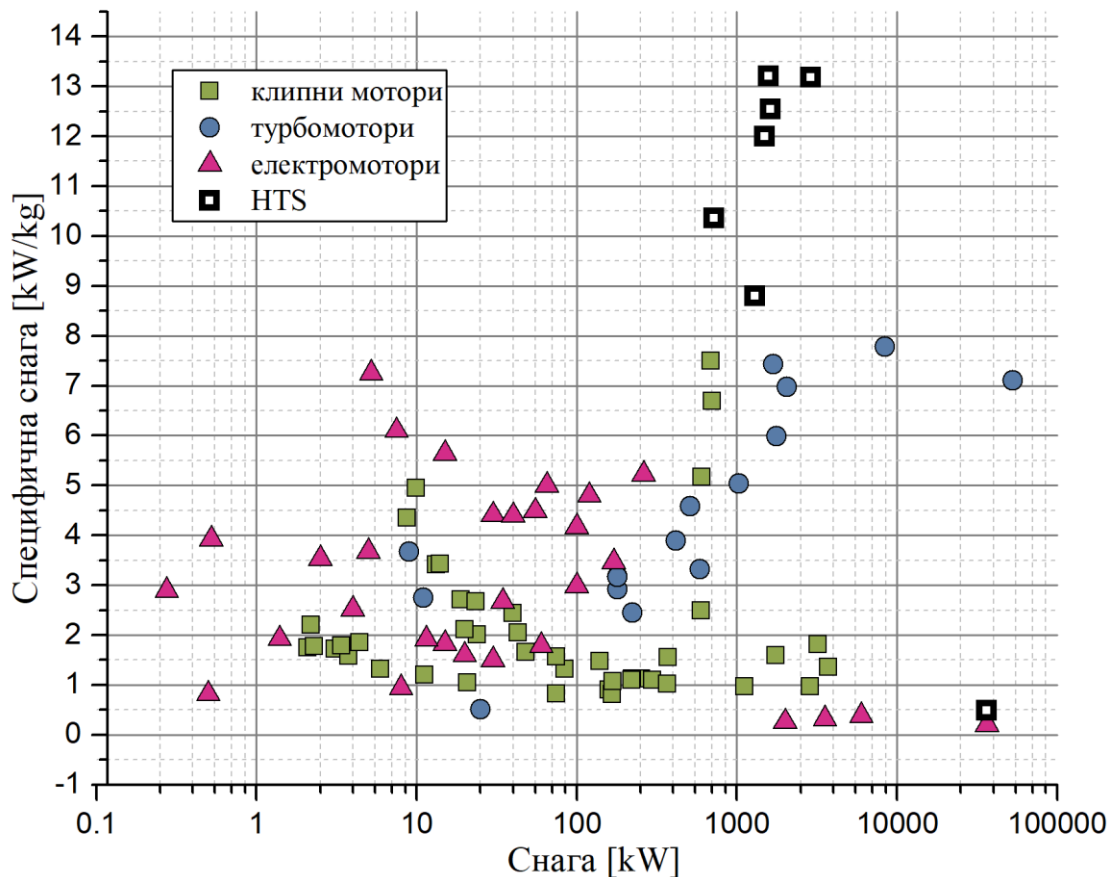
Теоретске вредности су максималне оствариве вредности за дату технологију а практичне су већ остварене тј. за оне за које тај податак није био доступан, предвиђања имајући у обзир тренутно доступне технологије израде батерија. Податке треба узимати са резервом јер начин одређивања специфичне енергије није стандардизован и стога вредности дате у литератури се могу значајно разликовати.

Осим мале специфичне густине енергије батерија, морају се превазићи још неки проблеми као што су: безбедност, брзина пуњења и пражњења, могућност масовне производње, конкурентна цена итд.

Електромотори

Тренутна технологија електромотора омогућава њихову густину снаге од 2 до око 5 [kW/kg] када су у питању електромотори мање снаге. За снаге мотора до неких 100 [kW] густина снаге електромотора налази се у рангу са клипним и турбовратилним моторима, међутим скалирањем на веће снаге поређење постаје неповољно по електромоторе (Слика 1.6). Погоњење комерцијалних ваздухоплова електричном пропулзијом захтева електромоторе већих снага и са бољом густином снаге, које је због губитака услед великог отпора у бакарним намотајима немогуће остварити конвенционалним материјалима па је из тог разлога велика пажња посвећена развоју електромотора израђених од суперпроводљивих материјала. У том погледу

велики напредак начињен је 1980-их година откривањем материјала који имају карактеристику суперпроводљивости при већим температурама - *HTS* (енг. *High Temperature Superconductor*). Овим материјалима могуће је остварити суперпроводљивост на температурама од преко 77 °К (тачка кључања азота) чиме се значајно смањује компликованост и цена система за хлађење који је неопходан.



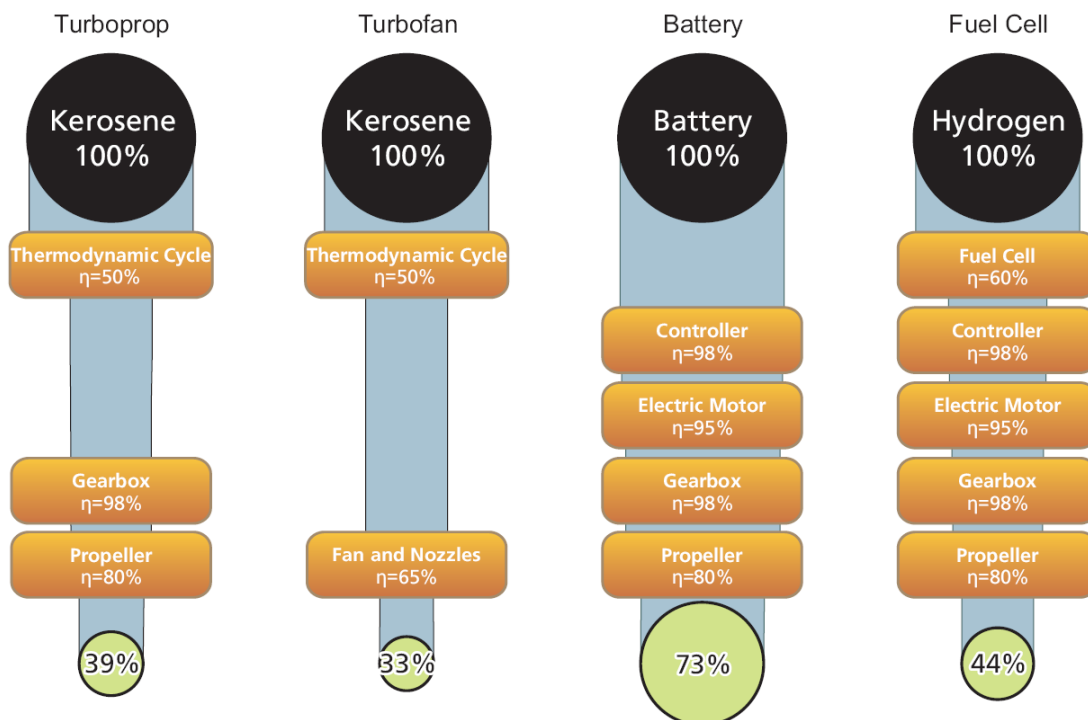
Слика 1.6 Специфична густина снаге електромотора и мотора СУС

Специфичне снаге електромотора одређене су на основу максималне континуалне снаге мотора и мање су од највеће максималне специфичне густине снаге (*peak specific power density*). Део приказаних података за *HTS* електромоторе преузети су из [22, 23], а добијени су на основу прорачуна у којима су као меродавне узете тренутно расположиве технологије.

Заменом бакарних намотаја и челичног феритног језгра конвенционалног електромотора суперпроводницима значајно се смањује маса електромотора док се повећава његова ефикасност која теоретски може износити и преко 99% (уколико се изузме систем за хлађење) [24]. Тренутно доступни *HTS* материјали као што су

YBCO и *BSCCO* (нпр. $\text{YBa}_2\text{Cu}_3\text{O}_6$ и *Bi-2223*) омогућавају густине снаге електромотора од 12 до 15 [kW/kg] док се у будућности очекује остваривање вредности и преко 20 [kW/kg], [22, 25, 26].

Као што је раније поменуто и поред великог броја мана електричних система за пропулзију, од којих су неке наведене, велика предност ових система је њихова ефикасност у конверзији енергије (Слика 1.7).



Слика 1.7 Ефикасност у претварању енергије неколико система [19]

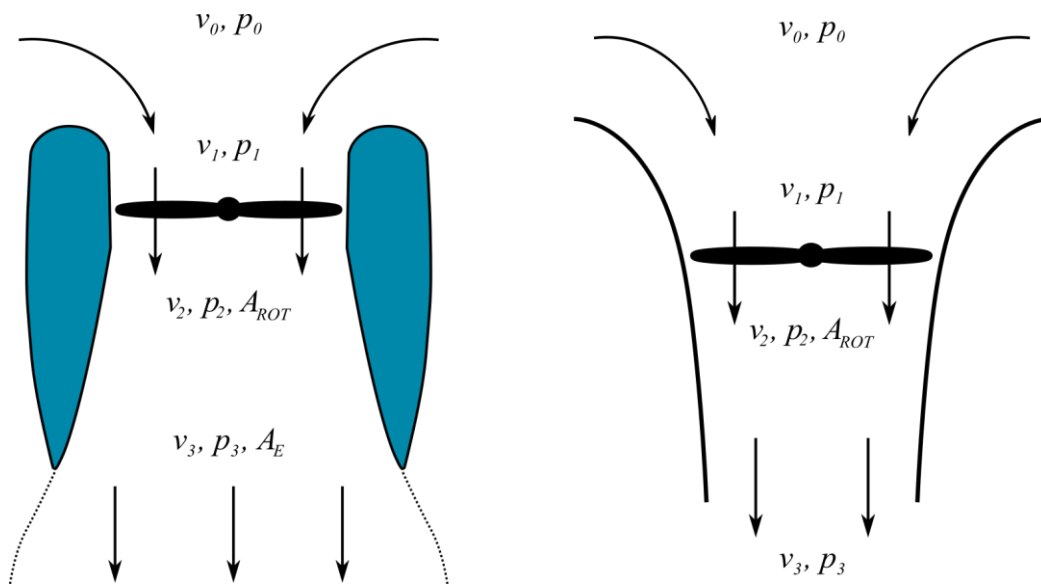
У ланцима ефикасности приказани степени корисности одговарају раду елемената о оптималним радним тачкама.

Као што се може видети електрични систем пропулзије са данашњим технологијама мотора и батерија нуди скоро два пута већи степен корисности од система базираних на моторима СУС. Електромотори нуде и значајно бољи степен корисности ван радне тачке. Употребом претходно поменутих мотора од супер-проводљивих материјала ова разлика се повећава. Треба напоменути да већ постоје неки мотори СУС код којих је степен корисности преко 60% и да се у будућности очекује њихова примена у ваздухопловима. Такође, нова открића у технологији претварања енергије из горивних ћелија могу омогућити повећање степена корисности таквих система пропулзије. Уколико се пак, посматрају само вентилаторски

пропулзори погоњени електричном енергијом, ефикасност једног таквог система била би око 61%.

Вентилатори

Слободне елисе још увек представљају најефикаснији начин стварања пропулзивне силе у случајевима лета испод Маховог броја $M = 0.8$, међутим, када постоји потреба за већом брзином лета или када је потребна већа пропулзивна сила, елисе имају недостатке о којима се мора повести рачуна. У првом случају долази до наглог пада ефикасности који је последица пре свега губитака услед надзвучног струјања врхова лопатица, а у случају када је потребна већа пропулзивна сила, да би се задржала ефикасност потребно је повећавати пречник елисе што повећава њену масу и отежава њено конструктивно извођење као и њену интеграцију на ваздухоплову. Ове недостатке могуће је решити обмотавањем елисе профилисаним плаштом тј. помоћу каналисане елисе или вентилатора (Слика 1.8).



Слика 1.8 Струјне слике око каналисаног и слободног ротора (елисе)
Вентилаторски пропулзор (лево) и елиса у слободној струји (десно) према једнодимензионој моментној теорији

На овај начин, опструјавањем око предњег дела канала ствара се значајна узгонска сила чија пројекција је у смеру потиска, а обмотавањем елисе смањују се губици врхова лопатица који су последица ефекта краја крила. Осим овога, примена вентилаторских пропулзора код лаких и спорих летелица где је допринос канала мали оправдава се и могућношћу постављања управљачких површина (крмила)

унутар канала (или непосредно иза канала), где је брзина струјања већа, па самим тим управљачке површине могу бити мање. Такође ови пропулзори омогућавају рад елисе и мотора без редуктора као и замену елисе са променљивим кораком елисом без променљивог корака уз мале губитке степена корисности. Уз наведено, обмотавањем ротора, исти се штити од лома и удара, повећава се безбедност људи на земљи, а смањује се и ниво буке коју ротор генерише.

Најједноставнији начин да се прикаже однос карактеристика каналисане елисе (вентилатора) наспрам слободне елисе јесте применом једнодимензионе моментне теорије, актуатор диска и једначина о одржању масе и енергије. На вентилаторски пропулзор може се применити иста методологија као за слободну елису, са претпоставком да је притисак у излазном пресеку канала једнак атмосферском тј. да је остварено потпуно ширење у дифузорском делу канала. Одавде се може дефинисати параметар дифузорског односа експанзије (σ_d), који представља однос површине излазне равни (A_E) наспрам површине у равни ротора (A_{ROT}):

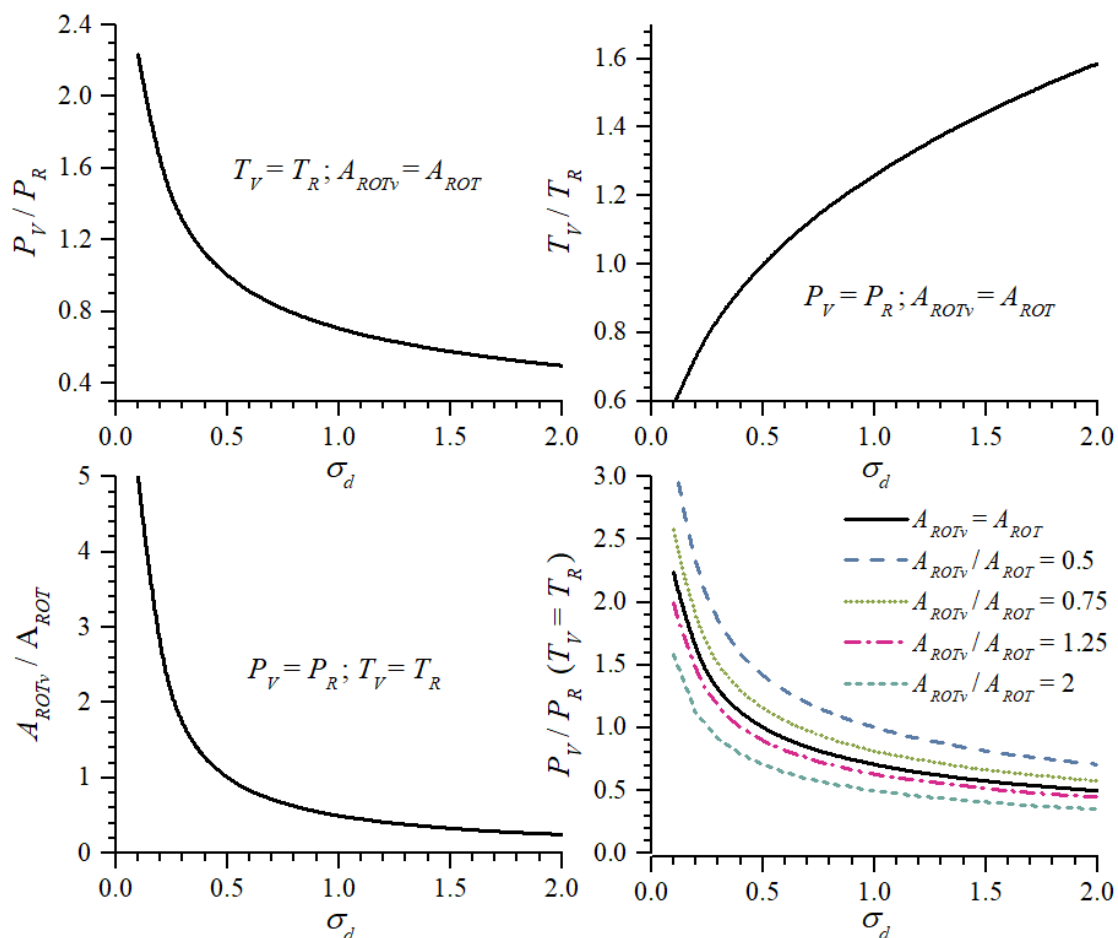
$$\sigma_d = \frac{A_E}{A_{ROT}}.$$

Може се показати да вредност $\sigma_d = 0.5$, када се посматра лебдење тј. када је пропулзор на испитном столу (брзина непоремећене струје једнака је нули), одговара случају слободног ротора (без канала). Узимајући у обзир степен дифузије σ_d и претходно поменуте теорије, за случај лебдења се добија општи образац који приказује поређење перформанси ова два типа пропулзора:

$$\frac{P_V}{P_R} = \frac{1}{\sqrt{2\sigma_d}} \left(\frac{T_V}{T_R} \right)^{3/2} \left(\frac{A_{ROT}}{A_{ROTV}} \right)^{1/2} \quad (1.1)$$

У приказаној једначини (1.1), вредности P_V , T_V и A_{ROTV} представљају снагу, силу потиска и површину попречног пресека ротора вентилатора респективно, док вредности са индексом R одговарају слободној елиси. Размотримо сада случај када имамо пропулзоре са истим пречником ротора ($A_{ROTV} = A_{ROT}$) који дају једнаку силу потиска ($T_V = T_R$). Према једначини (1.1), вентилаторски пропулзор са цилиндричним дифузором ($\sigma_d = 1$) ће захтевати око 29% мање снаге за лебдење од слободне елисе. Уколико пак се посматра случај када су $P_V = P_R$ и $A_{ROTV} = A_{ROT}$ добијамо да је сила потиска са цилиндричним дифузором већа за 26%. На сличан начин могу се анализирати и други случајеви (Слика 1.9). Може се уочити да за случај лебдења

затварање елисе профилисаним каналом омогућава значајно побољшање ефикасности пропулзора.



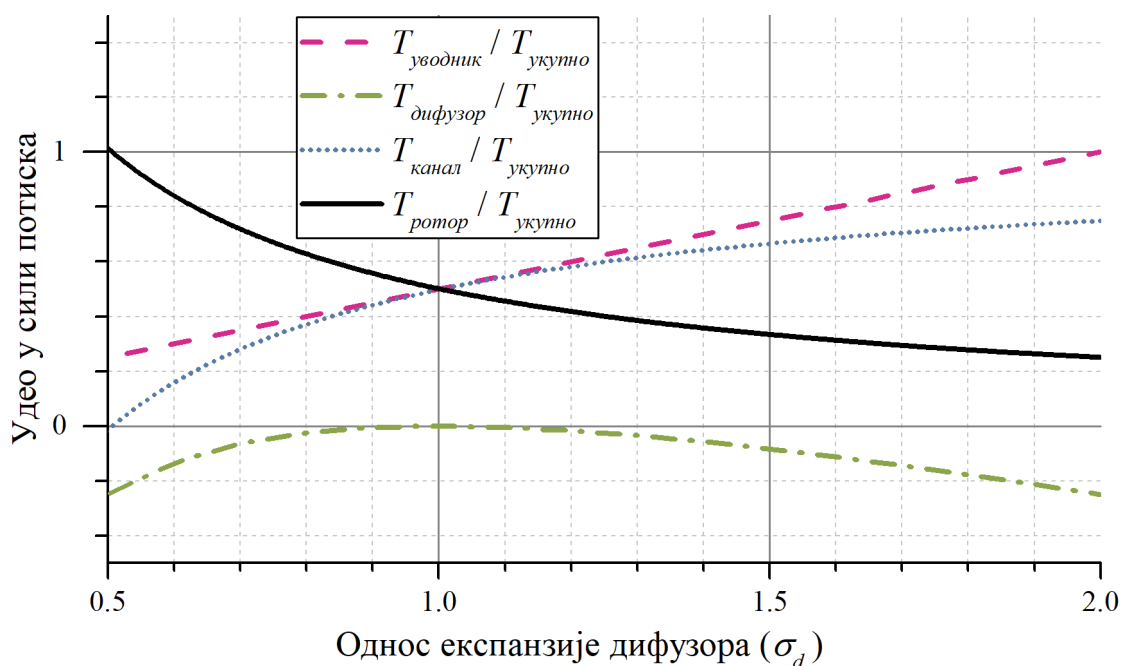
Слика 1.9 Поређење перформанси пропулзора у функцији од σ_d

Приказани дијаграми важе само за пропулзор на испитном столу тј. за случај лебдења.

Претходно наведеном методологијом могуће је одредити и допринос различитих компоненти вентилаторског пропулзора сили потиска, за случај лебдења (Слика 1.10). Може се уочити да допринос уводника расте са повећањем дифузорског степена експанзије док је допринос самог дифузора увек негативан, осим у случају цилиндричног дифузора ($\sigma_d = 1$) када је његов допринос непостојећи ($T_{\text{дифузор}}/T_{\text{укупно}} = 0$). Позитиван допринос уводника је значајно већи од негативног утицаја дифузора одакле следи да ће за исту силу потиска допринос ротора бити мањи, што пак значи да ће исти бити растерећен. Веза између потребне снаге и силе потиска вентилаторског пропулзора у зависности од дифузорског односа σ_d може се приказати једначином:

$$P_V = \sqrt{\frac{T_V^3}{4\sigma_d \rho A_{ROT_V}}} \quad (1.2)$$

Мора се напоменути да се моментном теоријом претпоставља идеално невискозно и нестишљиво струјање без губитака у коме геометријски облици компонента немају никакав утицај. У реалности, повећавањем степена експанзије у одређеном тренутку ће повећани негативни градијент притиска проузроковати одцепљење ваздушне струје са зидова дифузора што ће резултовати падом ефикасности пропулзора. Такође, облик уводника може довести до отцепљења струје која поремећена улази у ротор што може проузроковати нестабилност у раду ротора, која се манифестује, осим смањеном ефикасношћу и повећаном буком и вибрацијама а у најгорем случају и хаваријом самог пропулзора. Ово отцепљење се може одложити повећањем радијуса уснице уводника као и повећањем дужине уводника. Овиме се међутим повећава маса пропулзора.



Слика 1.10 Допринос потиску различитих компонента пропулзора

Уводник је сегмент канала до ротора а дифузор од ротора до излазног пресека. Приказан дијаграм важи само за случај лебдења.

Када се посматрају каналисани пропулзори у лебдењу, мора се имати у обзир неопходност да допринос канала повећању силе потиска или смањењу потребне снаге превазилази негативни утицај који има повећање масе.

У случајевима када ваздухоплов лети неком хоризонталном брзином (код класичних летелица) или у случајевима пењања (код ВТОЛ летелица) претходно наведене једначине више нису меродавне. У овим случајевима, код слободних (отворених) елиса, дифузорски експанзиони однос (σ_d) зависи од брзине лета тј. брзине пењања и може се приказати преко следеће релације:

$$\sigma_d = \frac{V_P + v_i}{V_P + 2v_i} \quad (1.3)$$

где је V_P – брзина пењања, а v_i – индукована брзина ваздушне струје у равни ротора. Може се уочити да ће дифузорски експанзиони однос имати вредност између 0.5 и 1 у зависности од брзине пењања (V_P). Једноставним прорачуном применом момен-тне теорије и теорије актуатор диска може се дефинисати однос између снаге пот-ребне за пењање и снаге потребне за лебдење за слободну елису:

$$\frac{P_P}{P_L} = \frac{V_P}{2v_L} + \sqrt{\left(\frac{V_P}{2v_L}\right)^2 + 1} \quad (1.4)$$

где v_L представља идеалну индуковану брзину у случају лебдења слободне елисе и једнака је: $v_L = \sqrt{T_R/2\rho A}$.

Као што је већ поменуто експанзиони однос ће код каналисаних ротора имати фиксну вредност дефинисану геометријом канала. Истом методологијом за канали-сани пропулзор добија се однос снаге потребне за пењање према снази потребној за лебдење у функцији од брзине пењања:

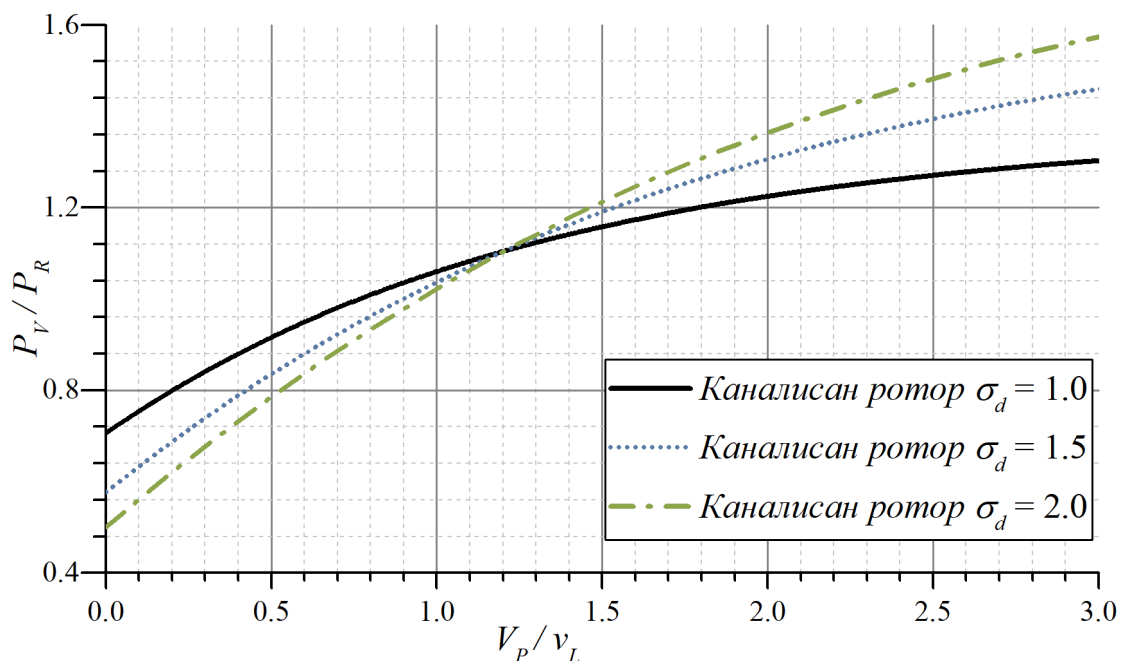
$$\frac{P_{PV}}{P_{LV}} = \left(3\sigma_d \frac{V_P}{2v_{LV}}\right) + \sqrt{\left(\frac{\sigma_d V_P}{2v_{LV}}\right)^2 + 1} \quad (1.5)$$

при чему је $v_{LV} = \sqrt{\sigma_d T_{UK}/\rho A}$, индукована брзина лебдења каналисаног пропулзо-ра. Према једначинама (1.4) и (1.5), очигледно је да ће се потребна снага повећавати повећањем брзине пењања (хоризонталног лета). Допринос ротора сили потиска код вентилаторских пропулзора у случајевима пењања се може одредити преко ре-лације:

$$\frac{T_{\text{ротор}}}{T_{\text{укупно}}} = \frac{v_i + V_P(\sigma_d + 1)}{2\sigma_d(v_i + V_P)}. \quad (1.6)$$

Пошто је снага потребна за лебдење слободног и каналисаног (вентилатор-ског) пропулзора различита претходне релације се не могу користити за поређење

њихових перформанси. Из овог разлога, Переира [27] предлаже да се, за поређење потребних снага пропулзора са истом силом потиска и истим пречником, користи однос $P_V/P_R = (P_{PV}/P_{LV})/(P_P/P_L) \times (P_{LV}/P_L)$ наспрам $V_P/v_L = (V_P/v_{LV}) \times (v_{LV}/v_L)$ (Слика 1.11).



Слика 1.11 Поређење потребних снага вентилатора и слободне елисе

Поређење између потребних снага вентилаторског пропулзора и слободне елисе при нормализованој брзини пењања.

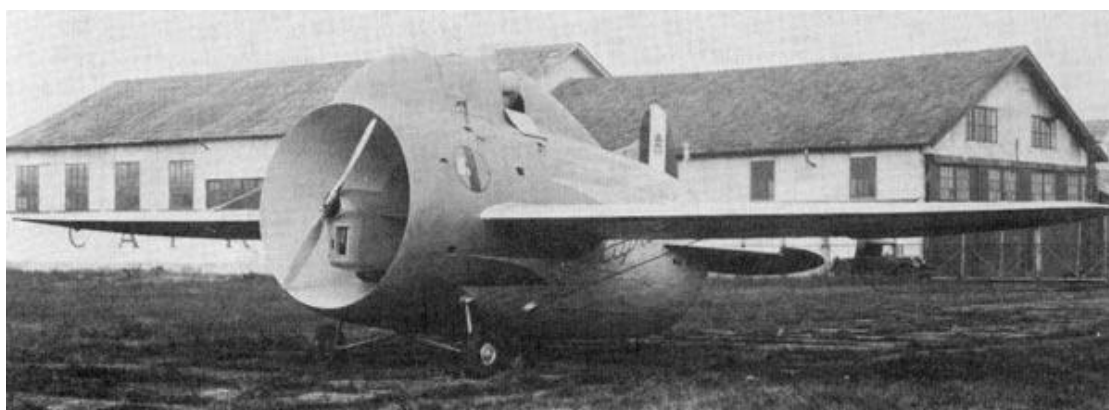
Може се уочити да до брзина пењања које су реда величина индуковане брзине лебдења слободног ротора присуство канала има позитиван ефекат у погледу смањења потребне снаге. Даљим повећањем брзине изнад ове вредности канал има негативан утицај и захтева додатну снагу мотора. Инверзан је и утицај дифузорског експанзионог односа чија је већа вредност боља при мањим брзинама док су при већим брзинама пожељније мање вредности. При већим брзинама пењања израженији је и утицај силе отпора који овде није узет у обзир, те ће потребна снага бити још већа од овде приказане.

Осим наведена негативни аспекта код вентилаторских пропулзора су и изразита неравномерност струјања у равни ротора приликом косог лета (када струја није у оси ротора) као и велика осетљивост на ударе ветра и сл. о чему ће бити реч у следећим поглављима. Детаљнији и бољи увид у једначине које су коришћене у овом поглављу дат је у [27, 28, 29].

1.1 Кратак историјат каналисаних пропулзора

Идеја о затварању елисе унутар “цеви, канала” и њене употребе као пропулзивно средство летелица јавила се прилично рано у ваздухопловству. Први конкретни кораци у овом правцу начињени су 30 тих и 40 тих година прошлог века када су извршена нека од првих истраживања везана за овакве типове пропулзора.

Први лет са елисом смештеном у цеви начинила је 1932. године италијанска компанија *Caproni* са њиховом експерименталном летелицом *Caproni Stipa* код које је цео труп коришћен као цев обмотана око елисе (Слика 1.12). Авион је клипним мотором снаге 89 [kW] смештеним унутар цеви погонио елису која се налазила на нападној ивици цеви. Пробни летови показали су да обмотана елиса заиста повећава ефикасност пропулзора док је профил унутрашње цеви омогућио додатни потисак што је резултовало са бољим перформансама од конвенционалних летелица у пењању за исту снагу и оптерећење крила као и минималном брзином слетања од 68 [km/h]. Убрзано струјање преко дела репа који се налазио унутар цеви омогућио је мање управљачке површине и летелица је емитовала приметно мање буке у поређењу са осталим летелицама у то време. Са друге стране аеродинамички отпор летелице био је превелики услед чега је максимална брзина била ограничена на приближно 130 [km/h]. [30]



Слика 1.12 *Caproni Stipa*

преузето августа 2017. године са: <https://www.stipa-caproni.com/gallery/>

Искуства стекнута на авиону *Caproni Stipa* искоришћена су при дизајну авиона *Caproni Campini N.1.* који представља прву летелицу са комором за допунско сагоревање. Погон ове летелице остварен је тростепеним аксијалним компресором смештеним у носу летелице којег је погонио клипни мотор снаге 670 [kW]. Унутар

трупа налазила се комора за сагоревање у којој је ваздух из компресора мешан горивом и сагореван. Сличан принцип искористио је биро Микојана и Григуревича 1945 године на њиховом МиГ И-250 авиону.

У Сједињеним Америчким Државама 1955. године експериментална платформа *VZ-1 Pawnee* компаније *Hiller Aircraft* направила је свој први лет (Слика 1.13). Летелица је користила контраротирајућу елису смештену у каналу при чему је елиса доприносила око 60%, а опструјавање око усница уводника око 40% силе потиска. Управљање летелице је базирано на “кинестетичкој” теорији Чарлса Цимермана тако што пилот управља летелицом померањем свог тежишта. Ова платформа је прва *VTOL* (енг. *Vertical Take Off Landing*) летелица изведена са елисом у каналу. [31]



Слика 1.13 Експериментална летелица *Hiller Aircraft VZ-1 Pawnee* преузето августа 2017. године са: <http://www.hiller.org/event/flying-platform/>

Педесетих година прошлог века Америчка администрација је показала посебан интерес за развој летелице са могућношћу вертикалног полетања која би имала добре перформансе у хоризонталном лету. Добре карактеристике каналисаних елиса у статичким условима и при већим брзинама лета као и могућност

постављања контролних површина на излазу учинили су их погодним за овај тип летелица те је из овог разлога за потребе истраживања развијено неколико експерименталних летелица на којима је коришћен овај тип пропулзора.

Једна од првих летелица овог типа била је *Doak VZ-4*. Код ове летелице два вентилатора налазила су се на крајевима крила у цевима пречника 1.524 [m] израђених од стаклених влакана. Вентилатори су били погоњени турбовратилним мотором снаге 615 [kW] на 4800 [о/мин]. Прелазак из вертикалног у хоризонтални лет обављао се ротирањем вентилаторских пропулзора око осе пропињања летелице. Летелица није имала систем за аутоматско управљање, а слаба моћност контрола је чинило лебдење изузетно компликованим. Отпор великих пропулзора ограничавао је лет на мирно време без попречних ветрова, а отцепљење струје на усницама уводника је ограничавало брзину спуштања и успоравања. [16], [32]

Vanguard Air and Marine Corporation израдили су 1959. године њихову *Model 2C Omniplane*. Ова летелица као и *Ryan XV-5 Vertifan* из 1964. године користила је вентилаторе смештеним у крилима. Код *Omniplane* потисак је оствариван помоћу потисног каналисаног вентилатора у репу иза кога су биле смештене контролне површине док је код *Vertifan* летелице потисак у хоризонталном лету оствариван турбомлазним мотором. *Ryan XV-5 Vertifan* је такође имао вентилатор у носу који је служио стабилизацији у фази лебдења. Код обе летелице су вентилатори у крилима прекривани у фази хоризонталног лета.

Bell X-22 је експериментална летелица из 1966. године развијана за потребе америчког *X-planes* програма. Користила је четири трокраке каналисане елисе погоњене са четири међусобно повезана турбовратилних мотора тако да када неки откаже остали преузимају погон над све четири елисе. Управљање летелицом вршено је контролним површинама унутар канала као и ротирањем пропулзора. Летелица се показала одлично у лебдењу у случајевима без ветра док су њене перформансе у хоризонталном лету биле ограничене због великог отпора цеви пропулзора. Друга летелица која користи овај принцип лета је француски *Nord Cadet 500* из 1966. године која користи само два ротирајућа каналисана вентилатора погоњена међусобно повезаним турбовратилним моторима.

Са циљем да се искористи ефикасност вертикалног полетања хеликоптера међутим и да се повећа његова максимална брзина у хоризонталном лету као и



Слика 1.14 Летелице са вертикалним полетањем и слетањем *Model 2C Omniplane* (горе лево), *Ryan XV-5 Vertifan* (доле лево), *Bell X-22* (горе десно), *Nord Cadet 500* (доле десно).

његова маневрабилност, 1962. године компанија *Piasecki Aircraft* израдила је летелицу *16H-1 Pathfinder*. На конструкцији сличној класичном хеликоптеру репни ротор замењен је потисним каналисаним пропелером. Геометрија канала изведена је тако да омогући повећање силе потиска ротора при већим брзинама у хоризонталном лету. Овом конфигурацијом, повећањем брзине лета главни ротор се растећењује и на тај начин се смањују губици услед отцепљења струје на лопатицама као и ниво вибрација лопатица. Контрамомент и управљање скретањем вршио се помоћу управљачких површина које су постављене на излазу пропулзора. [33] Компанија *Piasecki Aircraft* искористила је искуства стекнута на овој летелици при дизајну експерименталне концептуалне летелице за потребе америчке морнарице *Piasecki X-49* чији први лет је изведен 2007. године. Код ове летелице на хеликоптерској конструкцији *Sikorsky YSH-60F Seahawk* употребљен је потисни вентилатор са векторским потиском.

Идеја о потисном вентилатору на хеликоптерској конструкцији искоришћена је и на немачкој експерименталној летелици *VFW-Fokker H3 Sprinter* где су за потисак искоришћена два вентилатора постављена на трупку летелице.



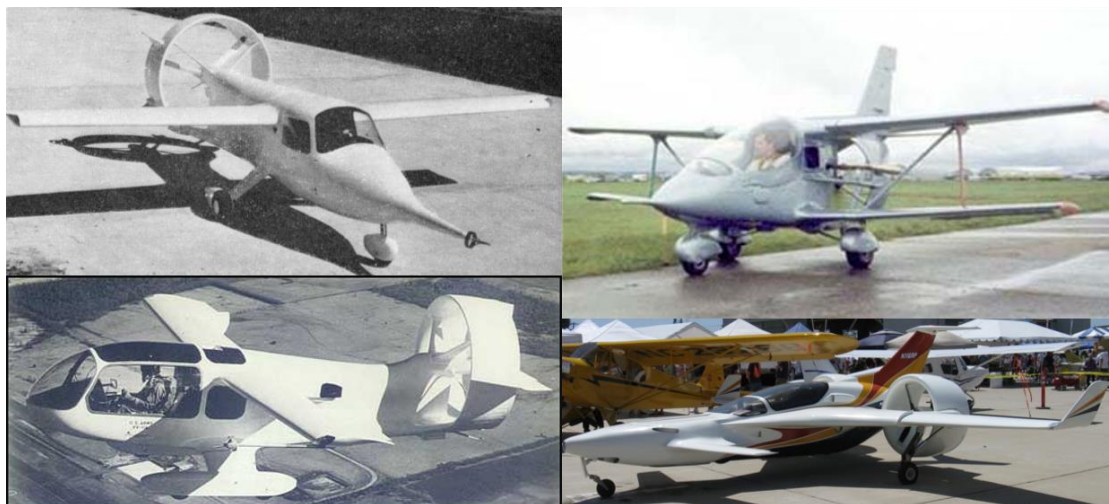
Слика 1.15 Хеликоптери са потисним вентилаторским пропулзором *Piasecki X-49* (горе), *Piasecki 16H-1 Pathfinder* (доле).

Концепт потисног каналисаног вентилатора осим за хеликоптерске конструкције успешно је примењиван на класичне авионске конструкције, код летелица који за летење користе утицај земље (екраноплани, ховеркрафти) као и код бродова.

Један од првих примера каналисаног пропулзора на авионској конструкцији био је на експерименталној летелици *XAZ-1 Marvelette* из 1962 године. Ова летелица је била намењена као тест платформа за испитивање система за контролу граничног слоја као и потисног каналисаног пропулзора. Достигнућа остварена на овој платформи омогућила су развој летелице *XV-11A Marvel* из 1965. године. *XV-11A*

Marvel је први авион израђен од композитних материјала (стаклена влакна, полиестер смола и епокси као везивни елемент). Каналисани пропелер погоњен је преко редуктора турбовратилним мотором Т63. Иза пропелера постављене су контролне површине. Приликом испитивања утврђено је да коришћени пропелер даје слабије резултате за статички потисак од теоретски могућих и да је могуће побољшати перформансе променом конфигурације пропелера [34].

У Немачкој 1973. године свој први пробни лет имао је експериментални лаки авион *RFB/Grumman American Fanliner*. Са намером да се испитају перформансе летелице са каналисаним пропелером смештеним у трупу летелице 1969. године на трупу једрилице *VKF Fokker FK-3* додат је каналисани вентилатор са осам лопатица. На основу позитивних резултата испитивања развијен је авион *RFB/Grumman American Fanliner* као заједнички пројекат немачког *Rhein-Flugzeugbau* и америчког *Grumman American*. Овај авион користио је Ванкелов мотор снаге 85 [kW] који је погоњивао вентилатор са три лопатице израђене од стаклених влакана. Због смањења буке, промењен је мотор на 110 [kW] и вентилатор је погоњен преко редуктора. Задовољна резултатима компанија *Rhein-Flugzeugbau* искористила је овај концепт за њихов *RFB Fantrainer* авион који је победио на такмичењу немачког ратног ваздухопловства за летелицу за прелазну обуку пилота. *RFB Fantrainer* користио је вентилаторски пропулзор са 5 лопатица пречника 1.2 [m], погоњен турбовратилним мотором снаге 480 [kW]. Први лет имао је 1978. године.



Слика 1.16 Авионске конструкције са потисном елисом *XAZ-1 Marvelette* (горе лево), *XV-11A Marvel* (доле лево), *Ариез Колибри* (горе десно), *Parker Alienair 1* (доле десно).

Сличан концепт применио је руски конструктор Андреев и фирма Ариез на њиховом ултралаком биплану *Колибри* из 1982. године као и *John Edgley* и компанија *Edgley Aircraft Limited* на њиховом *Edgley EA-7 Optica* из 1979. године. У скороје време америчка приватна компанија *Parker* представила је 2006. године њихову летелицу *Parker Alienair 1* која користи два вентилаторска пропулзора смештена иза крила летелице.

Заједничка корпорација Европске Уније у области одбране и ваздухопловства *Airbus* 2014. године извршила је први јавни лет са њиховом револуционарном летелицом *Airbus E-Fan*. Ова летелица користи два каналисана вентилаторска пропулзора погоњена помоћу два електромотора заједничке снаге 60 [kW] смештена на трупку летелице. Енергију снабдевају литијум-јонске полимерне батеријске ћелије серијски повезане тако да дају укупни напон 250 [V]. *Airbus E-Fan* имао је аутономију лета само 60 [min] због чега је 2016. године *Airbus* додао овој летелици двотактни мотор са унутрашњим сагоревањем и тако створио хибридну верзију *Airbus E-Fan Plus* *Airbus* корпорација представила је 2017. године двоседу верзију ове летелице под називом *E-Fan 2.0*.



Слика 1.17 *Airbus E-Fan*

преузето августа 2017. године са: <http://uk.businessinsider.com/a-battery-powered-airplane-has-crossed-the-english-channel-2015-7>

Француска компанија *Sud Aviation* током 60 тих година прошлог века је почела испитивања са применом каналисаног вентилатора као репни ротор хеликоптера. Први експерименти начињени су на експерименталном хеликоптеру *SA-340* и касније на популарном *Aérospatiale SA 341 Gazelle* из 1968. године. Утврђено је да употреба оваквог репног ротора повећава његову аеродинамичку ефикасност, смањује опасност од хаварије ротора, смањује опасност по земаљско особље и смањује ниво генерисане буке ротора. Из ових разлога је каналисани репни ротор (*Fenestron, Fantail*) нашао примену у великом броју хеликоптерских конструкција нарочито код хеликоптера компаније *Eurocopter (Airbus Helicopters)*.



Слика 1.18 Хеликоптери са *Fenestron* репним ротором
Aérospatiale SA 341 Gazelle (горе лево), *Камов Ка 60* (доле лево),
Boeing Sikorsky RAH66-Comanche (горе десно), *Kawasaki OH-1* (доле десно).

Као што је већ поменуто у уводном делу овог рада, каналисани пропулзори су последњих година нашли изузетно велики интерес у примени код беспилотних летелица. Мада се последњих година интензивирао овај интерес у ваздухопловству постоји већ дуго времена. Један од првих примера је летелица *Dornier Aerodyne* коју је дизајнирао Александар Липиш за потребе немачког министарства одбране. Ова летелица свој први лет је имала 1972. године. Ова експериментална летелица користила је каналисани вентилатор на чијем излазу су биле постављене контролне површине које су јој омогућавале да мења правац силе потиска. На тај начин омогућен је прелаз из вертикалног лета у хоризонтални. Летелица је имала и конвенционални реп намењен за управљање у хоризонталном лету.

Конструкциони биро Јаковљева је 80 тих година пројектовао беспилотну летелицу под именом *Шмель-1*. Ова летелица била је намењена експерименталним

испитивањима и послужила је као база за развој беспилотне летелице *Пчела 1* из 1990. године која такође користи потисни каналисани пропулзор.



Слика 1.19 Беспилотне летелице са каналисаним пропулзором *Dornier Aerodyne* (лево), *Пчела 1* (десно).

Неке од најугледнијих светских истраживачких институција су 80 тих година прошлог века почели да разматрају могућност малих преносивих беспилотних летелица. Ове летелице најчешће су намењене за летове на малим висинама и у близини људи и објеката и пожељно је да поседују могућност вертикалног полетања. Из овог разлога погодно је да је ротор “ограђен” од околине што чини каналисане пропулзоре добрим избором. [35] За потребе америчких маринаца 1987. године развијена је мала беспилотна летелица са вертикалним полетањем и слетањем *Sandia AROD* од стране *Sandia National Laboratories*, Сличан концепт искористила је и компанија *Sikorsky* за њихову летелицу *Sikorsky Cypher* из 1992. године. Једна од успешнијих летелица овог типа је *Honeywell RQ-16A T-Hawk* развијена у оквиру програма за микро беспилотне летелице *MAV* (енг. *Micro Aerial Vehicle*) америчке агенције за напредна истраживања у одбрани *DARPA* (енг. *Defense Advanced Research Projects Agency*). Ова летелица доказала се у ратним условима у Ираку и Авганистану након чега је уведена је у наоружање у неколико родова америчке војске.

У протеклих десетак година почеле су да се разматрају и беспилотне летелице са вертикалним полетањем и слетањем које би имале добре карактеристике у хоризонталном лету већих брзина као и *VTOL* беспилотне летелице намењене транспорту људи и робе. Неки од познатијих беспилотних овог типа су: сингапурски *STAero FanTail* из 2007.године, амерички *Martin UAV V-BAT* из 2016. године, израелски *Urban Aeronautics Air Mule* из 2014. године, амерички *GoldenEye 100* итд.



Слика 1.20 Беспилотне VTOL летелице са каналисаним пропулзором ASIО-B (горе лево), Spyball-B (горе средина), GoldenEye 80 (горе десно), Surpher (средина лево), V-BAT (средина средина), GoldenEye 50 (средина десно), Air Mule (доле лево), STAero FanTail (доле средина), BAЕ IAV1 (доле десно).



Слика 1.21 Екраноплан *Бурвестник 24*

Преузето августа 2017. године са: http://sky-and-sea.net/prototype_view.php?id=6

Као што је већ поменуто у претходном делу каналисани пропулзори често се примењују код летелица које користе утицај земље за летење (Слика 1.21).

Табела 1.1 Неке летелице на којима је примењен каналисани пропулзор
Године дате у трећим колонама одговарају првом лету тј. увођењу у наоружање тамо где информација о првом лету није била доступна.

Летелице			
1	Caproni Stipa	1932	ITA
2	Caproni Campini N1	1940	ITA
3	МиГ И-250	1945	РУС
4	Hiller VZ-1	1957	USA
5	Doak VZ-4	1958	USA
6	Chrysler VZ-6	1959	USA
7	Avrocar VZ-9	1959	USA
8	Vanguard Omniplane	1959	USA
9	SNECMA C.450 Coléoptère	1959	FRA
10	Piasecky VZ-8 Airgeep	1962	USA
11	MA18-B Marvelette	1962	USA
12	Piasecki 16H-1 Pathfinder	1962	USA
13	Ryan XV-5 Vertifan	1964	USA
14	XV-11A Marvel	1965	USA
15	Bell X-22	1966	USA
16	Nord Cadet 500	1966	FRA
17	VFW-Fokker H3 Sprinter	1971	GER
18	RFB/Grumman Fanliner	1973	GER
19	RFB Fantrainer	1978	GER
20	Edgley EA7 Optica	1979	UK
21	Андреев Ариез Колибри	1982	РУС
22	Parker Alienair 1	2006	USA
23	Piasecki X-49	2007	USA
24	Agusta Westland Project Zero	2011	ITA
25	Airbus E-Fan	2014	EU
26	Lilium VTOL	2017	GER
27	Airbus CityAirbus	КОН	EU
28	NASA N3-X	КОН	USA
29	Boeing Sugar Volt	КОН	USA
30	Airbus PopUp	КОН	EU
31	Trifan 600	ПА3	USA
32	Vision VTOL	ПА3	USA
33	Zunum Aero	ПА3	USA
34	Airbus E-Fan 2.0 и 4.0	ПА3	EU
35	Delorean DR-7	ПА3	USA

Екраноплани			
1	RFB X-114	1977	GER
2	Волга 2	1986	РУС
3	Иволга	1998	РУС
4	Буревестник 24	2004	РУС

Беспилотне летелице			
1	Dornier Aerodyne	1972	GER
2	Шмель-1	1983	РУС
3	Sandia AROD	1987	USA
4	Пчела-1	1990	РУС
5	Sikorsky Cypher	1992	USA
6	A3 Ремез	1999	УКР
7	A-4K Альбатрос	2000	УКР
8	Micro Craft iStar	2000	USA
9	GoldenEye 100	2003	USA
10	Ураган А-12	2005	УКР
11	Honeywell RQ-16A	2005	USA
12	GoldenEye 50	2005	USA
13	BAE IAV1 и IAV2	2005	UK
14	ODIN mini UAV	2005	USA
15	GoldenEye 80	2007	USA
16	STAero FanTail	2007	SGP
17	AVID EDF-8	2013	USA
18	Finmeccanica ASIO-B	2014	ITA
19	Finmeccanica Spyball-B	2014	ITA
20	UAAir Mule	2014	ISR
21	Martin UAV V-BAT	2016	USA
22	Boeing Phantom Swift	ПА3	USA

<i>Fenestron (FANTAIL)</i>			
1	Aérospatiale Gazelle	1967	FRA
2	SA 365 Dauphin 2	1975	FRA
3	HH-65 Dolphin	1980	FRA
4	Harbin Z-9	1981	CHN
5	AS565 Panther	1984	FRA
6	EC120 Colibri	1995	EU
7	RAH-66 Comanche	1996	USA
8	Eurocopter EC135	1996	EU
9	Kawasaki OH-1	1996	JPN
10	Eurocopter EC155	1997	EU
11	Камов КА-60 Касатка	1998	РУС
12	Eurocopter EC635	1998	EU
13	EC130	1999	FRA
14	Guimbal Cabri G2	2005	FRA
15	Harbin Z-19	2011	CHN
16	Airbus H160	2015	EU

1.2 Преглед литературе

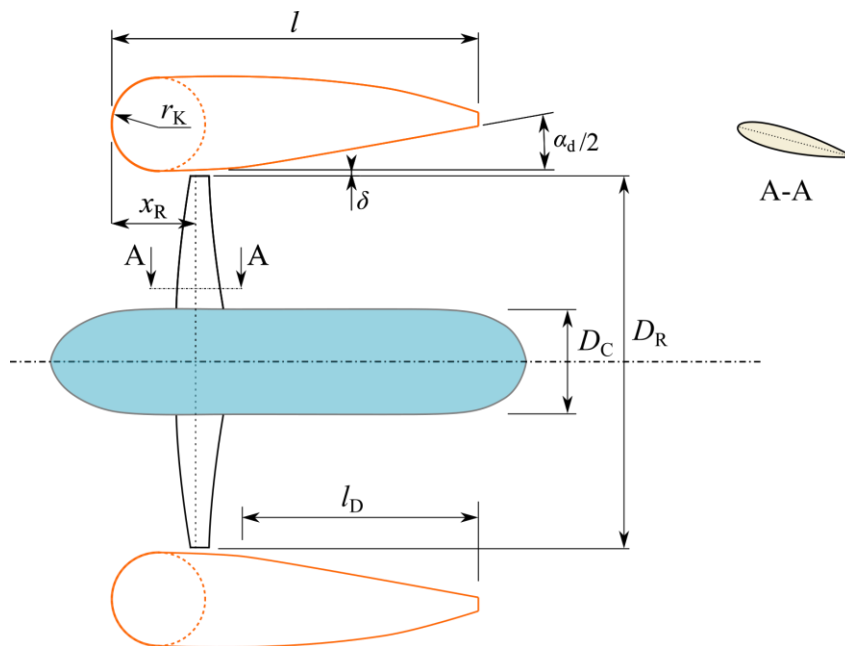
У протеклом веку велики број истраживача и инжењера бавио се, директно или индиректно, истраживањима везаним за вентилаторске пропулзоре. Због боље прегледности, корисно је поделити ова истраживања у неколико одговарајућих области. У овом раду преглед литературе биће приказан кроз: теоријска истраживања и развој аналитичких и нумеричких метода, експериментална испитивања, аеродинамичке анализе и оптимизацију, интеграцију и управљање електровентилаторским системима.

Теоријска истраживања и развој аналитичких метода

Током година неколико аналитичких метода је развијено и коришћено за анализу аеродинамичких перформанси вентилаторских пропулзора међу којима су најпознатије: моментна теорија, теорија елемента лопатице (енг. *Blade Element Method - BEM*), комбинована моментна и теорија елемента лопатице (енг. *Blade Element Momentum Theory - BEMT*), комбинована теорија елемента лопатице и вртложна теорија (енг. *Blade Element Vortex Theory - BEVT*) као и разни методи ослоњени на потенцијалном струјању понекад спрегнути са неким методом за гранични слој како би се узела у обзир и вискозност. Метод који се често користи је и нумеричка динамика флуида (енг. *Computational Fluid Dynamics - CFD*) међутим то је више универзални метод развијен за шире потребе те се као такав неће разматрати у овом одељку већ у прегледу литературе везан за аеродинамичке анализе и оптимизацију.

Вероватно први аналитички модел вентилаторског пропулзора (каналсаног пропелера) израдили су Кухеман [36] тј. Кухеман и Вебер [37] који су свој модел развили на бази претходних истраживања везаних за прорачун Кортовог млазника за бродске пропелере. У њиховом моделу они су проширили дводимензионалну теорију профила у којој је сегмент крила замењен извором, понором и уређеним вртлозима тако да може да размотри и крило у облику прстена тј. прстен је разматран као ануларно крило у паралелном струјању. Разматрана је такође и главчина елисе помоћу једног тродимензионалног извора у оси симетрије. Због компликованости интеграла приликом прорачуна прстена (канала) већих дужина уведене су таблице функција за компоненте брзине и вртложне прстене. Извели су и изразе за

одређивање аксијалних сила (сила потиска). У следећим извештајима они разматрају различите геометрије прстена и врше експериментална испитивања [38, 39, 40, 41]. Комплетна библиографија Кухемана може се наћи у [42]. Вал и Џулијан [43] су 1956. године за потребе развоја ВТОЛ летелице компаније *Vertol Division Boeing* развили модел базиран на моментној теорији како би добили увид у захтеве везане за канал и вентилатор. Њиховим моделом одређени су габарити вентилатора и потребни параметри лопатица за идеални уводник. Разматрано је и управљање потиском помоћу променљивог уводног статорског ступња (енг. *Inlet Guide Vanes*).



Слика 1.22 Променљиве вентилаторског пропулзора

Приказане су неке од геометријских променљивих које утичу на перформансе вентилаторског пропулзора.

Најбољи увид у обављена теоријска и експериментална истраживања до 1961. године дали су Сакс и Бурнел [44]. Они су геометријски променљиве величине који утичу на рад пропулзора (Слика 1.22) поделили на следећи начин:

А. Променљиве канала

1. Однос тетива/пречник
2. Дебљина профила
3. Закривљеност профила
4. Полупречник нападне ивице
5. Оријентација средње линије релативно на осу
6. Угао излазне ивице профила

7. Позиција максималне дебљине

В. Променљиве вентилатора (пропелера)

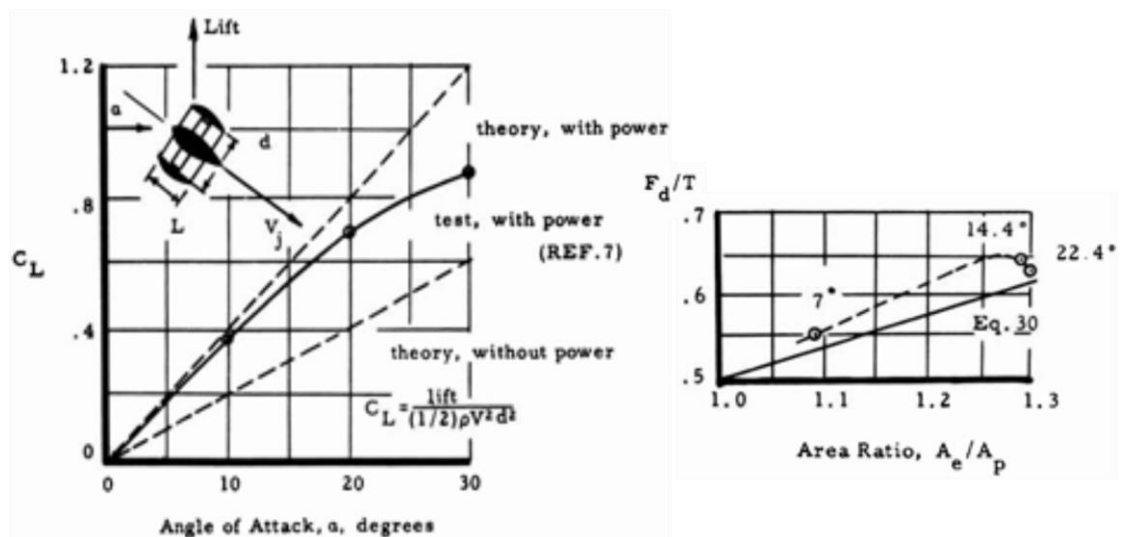
1. Коефицијент испуне
2. Укупни угао пропињања
3. Дистрибуција пропињања (витопереност)
4. Профил лопатице (дебљина, закривљеност итд.)
5. Дистрибуција тетиве (сужење)

С. Глобалне променљиве

1. Позиција пропелера унутар канала
2. Однос пречника главчине наспрам пречника ротора
3. Величина процепа између врхова лопатица и површине канала
4. Облик централног тела (облик носа, облик репа, локација максималне дебљине итд.)
5. Позиција централног тела релативно на канал

Осим геометријске варијабле они наводе и аеродинамичке променљиве: нападни угао, корак, Рејнолдсов број и Махов број. У свом раду такође, расположива истраживања деле у четири области: теоријска и експериментална (који се односе на проблем вентилаторских пропулзора кроз разматрање наведених променљивих), поређења теоријских и експерименталних резултата и последња која се односи на помоћне уређаје (контролне површине, извлачива и увлачива преткрилица и закрилица, уређаји за контролу граничног слоја и сл.). Теоријска истраживања пак деле на методе засноване на вртложним метода и на методе засноване на моментној теорији. Морган [45] је представио метод базиран на линеаризованој теорији прстенастог аеропрофила и на линијској теорији пропелера у којој је посматрано осносиметрично, нестишљиво и невискозно струјање. Канал је представљен прстенастим извором, вртлогом и помоћним вртлозима где је потребно док је пропелер представљен са две упарене Фредхолмове једначине другог реда. Струјно поље иза пропелера представљено је са узгонском линијом и хеликоидним вртложним системом. Мејерхов и Звенгровски [46] су 1962. године израдили извештај са циљем да дају увид у могућности смањења пречника и повећања статичког потиска вентилаторских пропулзора за примену код В/СТОЛ летелица. Они су разматрали утицај нападног угла пропулзора без и са пропелером који ради и као и утицај контракције

млаза иза млазника. Добијени резултати поређени су са експерименталним резултатима за три различита пропулзора при различитим режимима рада при чему су добијена добра поклапања осим у случајевима мањих корака где аутори предлажу да је потребно побољшање модела. Аутори предлажу и могућност повећања потиска повећањем угла дивергенције млазника а с тим и повећање експанзије ваздушне струје при чему наглашавају потребу неког механизма контроле граничног слоја при већим угловима како би се спречило отцепљење струје (Слика 1.23). Разматран је и утицај промене угла пропињања лопатица ротора а изведен је и математички модел који третира тродимензионални проблем интеракције млазника са околним телима коначне дебљине (намењен за прорачуне вентилатора у крилу).



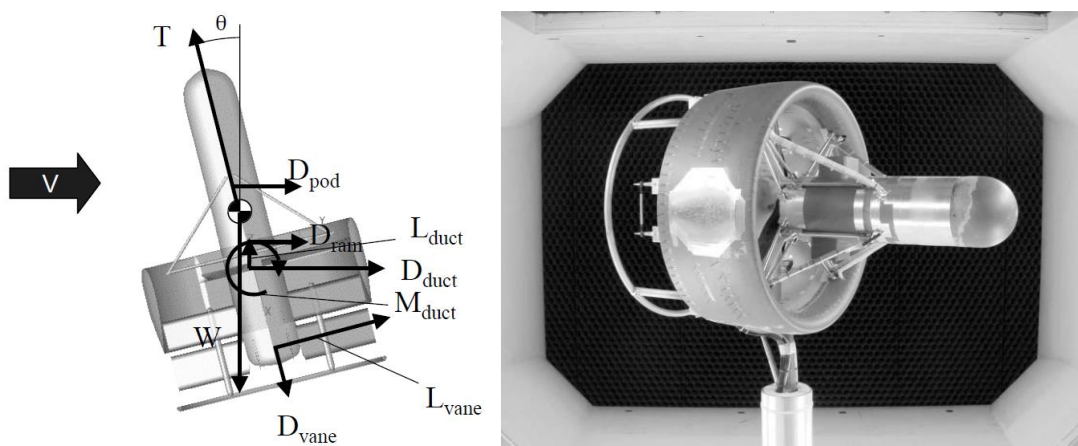
Слика 1.23 Перформансе вентилаторског пропулзора [46]

Сила узгона пропулзора при разним нападним угловима са упаљеним и угашеним ротором (лево), промена односа силе потиска услед канала и укупне у функцији од односа експанзије

Крибел [47] је анализом потенцијалног струјања, помоћу Фуријеове експанзије вртложне дистрибуције, одредио коефицијенте статичке силе и момената при одређеном нападном углу као и њихове динамичке деривативе пропињања за изоловани вентилаторски пропулзор. У овом раду разматрани су ефекти односа тетива/пречник, закривљеност, сужење и дебљина аеропрофила при чему је пропелер посматран као актуатор диск. Хјуз и Каскел [48] поредили су теоретски добијене вредности за лако оптерећени ротор у лету са нултим нападним углом у невискозном, нестишљивом струјању са резултатима испитивања пропулзорске јединице експерименталне летелице *Bell X-22A*. Приликом дефинисања ротора коришћена је

вртложна теорија док је канал представљен изворима и расподелом вртлога. Тарнер [49] поредио је каскадни метод који се користи за прорачун компресорских ступњева са модификованом теоријом изолованог аеропрофила која се користи за анализу вентилаторских пропулзора са малим коефицијентом испуне са идејом да прошири један од метода за примену на оба проблема. Крибел и Менденхал [50] развили су модел како би предвидели однос потиска канал/вентилатор, нормалну силу и момент пропињања вентилаторског пропулзора при одређеном нападном углу. Развијени аналитички модел посматра пропелер као униформно оптерећен актуатор диск а одређивана је и расподела притисака као и гранични слој на прстенастом крилу. Остварена су добра поклапања са експерименталним подацима а модел је успео и да релативно добро ухвати тачку отцепљења на унутрашњој површини канала. Менденхал и Спанглер [51, 52] развили су рачунарски програм, написан у Фортрану, за одређивање перформанси пропулзора у аксијалном струјању и при нападном углу. Програм је давао податке о потиску канала и вентилатора, нормалној сили и коефицијента момента пропињања. Радијална расподела улазне брзине, нападни угао лопатица као и расподела притисака на каналу су такође рачунати. Шихи [53] развио је 1973. године рачунарски алгоритам којим је могуће одредити геометрију пропелера, помоћу метода елемента лопатице, уколико су дати брзина непоремећене струје, потребна укупна сила потиска, као и пречник пропелера и геометрија канала. Алгоритам омогућава такође и дизајн излазног статора чија је сврха исправљање струје те смањење губитака услед индуковане вртложности. Гибсон [54] користио је теорију актуатор диска за моделовање ротора и прецизан нелинеаран модел за моделовање канала и централног тела како би одредио утицај зазора (енг. *clearance*) између врхова лопатица ротора и унутрашње површине канала и радијалну расподелу оптерећења. Борст [55] израдио је уједињену методологију за прорачун компресора, вентилаторских пропулзора и отворених пропелера, базирану на теорији елемента лопатице и вртложне теорије за одређивање тродимензионалних ефеката. Веир [56] израдио је рачунарски програм базиран на елементу лопатице који узима у обзир и статорске ступњеве (исправљаче струје) помоћу поклапања обртног момента елемента и који је намењен повећању пропулзивне ефикасности погонске групе платформе за присмотру

AROD (енг. *Airborne Remotely Operated Device*). Његов модел користи приступ Ши-хија [53] за одређивање међусобног утицаја између ротора и канала. Прорачунске вредности поређене су са експерименталним резултатима а урађена је и анализа понашања ван радне тачке пропулзора (енг. *off-design*). Вилијамс ет. ал. [57] развили су 1991. године модел за стационарну и нестационарну анализу понашања пропулзора применом фреквентног панелног метода базираног на тродимензионалној теорији линеарне стишљиве површине. Они су моделовали један пролаз канала и ротора помоћу једноставних хармонијских ротирајућих површина док је за остале узет услов симетричности. Њихов рад је указао на неповољне ефекте канала у погледу аероеластичне стабилности ротора. Пејц [58] је проширио метод дефинисан од Адкинса и Либека [59] базиран на комбинованој вртложно/лопатичној теорији тако да могу да се анализирају вентилатори са једним ротором и статором или вентилаторски пропулзори са два ротора. Он предлаже директно решење а не итеративно а губици услед зазора су додати у моделу преко емпиријских подешавања.

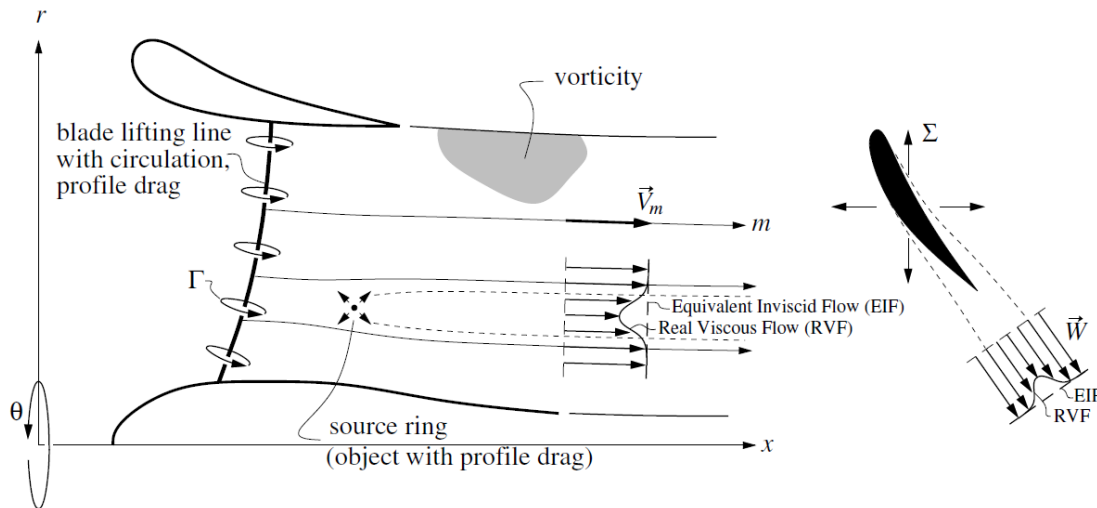


Слика 1.24 Математички и експериментални модел мале UAV [60]

Силе које делују на вентилаторској беспилотној летелици (лево), аеротунелски модел *iSTAR 29i* летелице.

Гуереро ет. ал. [60] развили су алат базиран на моментној теорији и емпиријским подацима помоћу којег је могуће израдити аналитичке моделе за једанаест различитих компонената летелице са вентилаторским пропулзором (канал, труп, централни сегмент, нос, пропелер, статор итд.), (Слика 1.24). Њихов модел користи билинеарну интерполацију емпиријских података за прстенасто крило израђено од *NACA 4* серије аеропрофила за одређивање коефицијената момента, узгона и отпора канала. За прорачун пропелера доступна су два модела:

актуатор диск и комбинована елемент лопатице/вртложна теорија. Програм је валидиран експерименталним резултатима добијеним за малу беспилотну летелицу *iSTAR 29i*, (Слика 1.24).



Слика 1.25 Геометрија вентилаторског пропулзора према DFDC [61]

На слици су приказани узгонска линија лопатице, вртложни траг и извор објекта са профилним отпором

Хванг [62] развио је методологију прорачуна система за вентилаторски репни ротор хеликоптера која се може користити и за самосталне вентилаторске пропулзоре. Модел је базиран на моментној теорији а користи и емпиријске податке као и регулације разних доступних стандарда (*FAR*, *MIL*, *ADS*) приликом димензионирања вентилатора за одређен контра моменат. Дрела и Јунгрен [61] представили су 2005. године програм *DFDC* (енг. *Ducted Fan Design Code*) за прорачун вентилаторских пропулзора у осносиметричном струјању. *DFDC* представља побољшање програма *XROTOR* (у погледу вентилаторских пропулзора) и користи репрезентацију узгонске линије за дефинисање лопатица ротора и осносиметрични панел метод за моделирање канала и централног тела. Индуковане брзине представљене су вртлозима док је метод елемента крака лопатице коришћен да би се одредили оптерећење и вискозни губици ротора и статора (кроз силе узгона, отпора и момента аеропрофила) а постоји и модел ротора и статора базиран на теорији актуатор диска. Картер [63] додао је 2014. године *DFDC* програму опцију моделовања блокирања лопатица тј. ефекат повећања аксијалне брзине кроз ротор и смањења нападног угла као последица смањења запремине у равни диска због постојања лопатица.

Овај ефекат нарочито је изражен у случајевима већег коефицијента испуне ротора и при вишим оптерећењима ротора.

У јануару 2018. године Немнем ет. ал. [64] користили су аеротермодинамички математички модел контраротирајућег вентилаторског пропулзора за параметризацију и анализу пропулзора намењеног за малу беспилотну летелицу (захтевана сила потиска је 40 N). Лопатице оба ротора користе НАСА 63А010 аеропрофил док је њихова геометрија одређена критеријумом о слободној вртљожности. За геометрију канала разматрана су четири модификована аеропрофила.

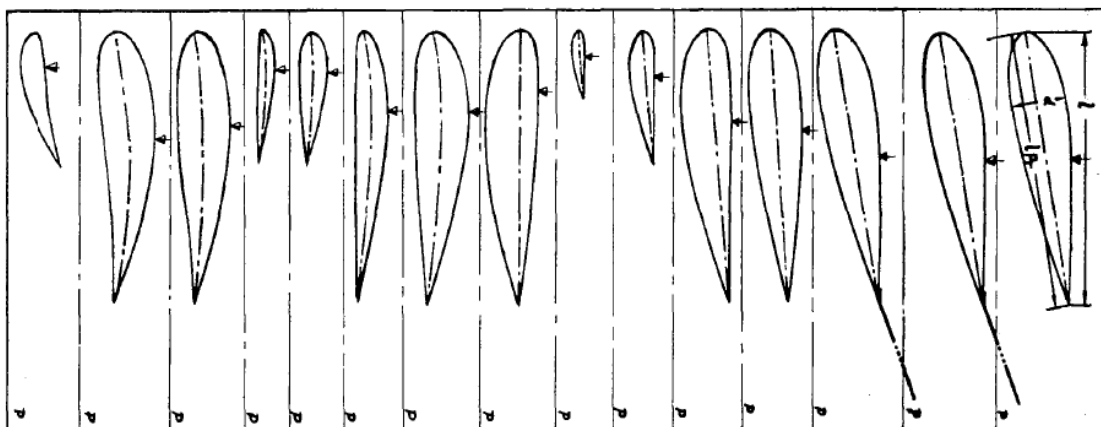
У Русији вероватно највећи допринос теоријском разматрању вентилаторских пропулзора (рус. *Винт в кољце*) дао је Шајдаков [65, 66, 67, 68, 69, 70, 71, 72]. Шајдаков [72] је 2016. године представио аналитички модел вентилаторског пропулзора у хоризонталном лету и при нултом нападном углу (када је струјно поље нормално на осу окретања ротора) који користи вртљожну и моментну (закон о количини кретања) теорију за одређивање аеродинамичких сила на пропулзору. Добијене резултате поредио је са експерименталним резултатима за Фенестрон и за даљински управљану летелицу. Шајдаков и Завалов [73] су 1980. године објавили уџбеник о аеродинамичком пројектовању Фенестрона а 2015. године [74] приказали су резултате енергетске анализе вентилаторског пропулзора за даљински управљану летелицу у функцији од њених аеродинамичких карактеристика. Бурцев и Селеменев [75] представили су метод намењен прорачуну репног ротора хеликоптера Камов Ка-60. Њихов метод користи моментну теорију за моделовање понашања канала и комбиновано лопатично/вртљожну теорију за ротор. Зазор између врха лопатица и канала узет је у обзир кроз корекциони фактор Шајдакова (представља модификацију Прандтловог фактора). Корекциони фактори су уведени и како би се узела у обзир геометрија канала при чему су посматрани случајеви позитивне силе потиска као и реверс потиска.

На територији бивше Југославије теоријским радом о вентилаторским пропулзорима бавио се проф. др Светополк Пивко [76, 77].

Експериментална истраживања

Као што је поменуто, нека од првих експерименталних испитивања начинио је Стипа [78] 1931. године. Он је разматрао унутрашњи и спољашњи облик канала модела израђених у размери 1:5 при раду са два различита пропелера. Сви канали

су били у облику Вентури цеви и пропелер је у свим моделима постављан испред канала. Он је обављао статичка испитивања пропулзора као и испитивања у аеротунелу при чему је поредио резултате добијене са каналом са резултатима слободног пропелера. Он је дошао до закључака да је ефикасност пропелера у присуству Вентури цеви већа од изолованог пропелера, да Вентури цев не ствара отпор већ силу потиска и да рад пропелера у великој мери зависи од облика цеви. Кругер [79] је 1940. их година вршио аеротунелска испитивања пропелера са високим оптерећењима диска смештеним у каналу и дошао је до закључка да је могуће побољшати ефикасност пропелера применом канала мале тетиве и са малом релативном дебљином аеропрофила. Он наводи и да се употребом раздвојног крилца статички потисак код танких канала са малим полупречником носа може скоро удвостручити. Испитивања су вршена помоћу два пропелера са осам лопатица (разликовали су се само у расподели угла пропињања) и електромотором од 30 [HP] смештеног у посебно дизајнираном кућишту тако да што мање утиче на ротор (посматрана је трактор конфигурација). Испитано је 15 различитих канала (Слика 1.26) а мерењем су утврђивани потисак елисе, потисак канала, обртни момент и број обртаја елисе, расподела притисака по профилу канала и кућишта мотора као и расподела аксијалне брзине испред равни ротора.

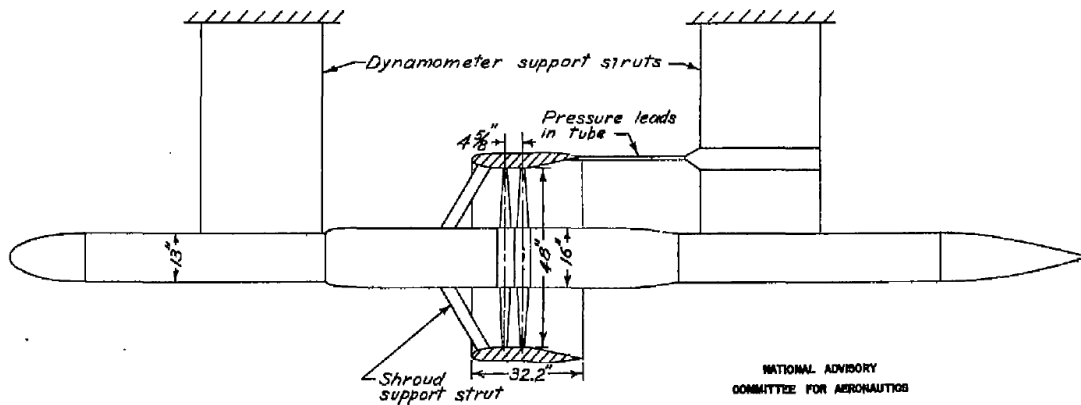


Слика 1.26 Облици испитиваних канала [79]

Ознака *p* на цртежима означава паралелно са осом симетрије пропулзора.

Плат [80] извршио је статичка испитивања пропелерског и вентилаторског пропулзора са роторима сачињеним од два контраротирајућа ротора са 5 тј. 7 лопатица. Испитивана су 3 различита канала како би се утврдио утицај дужине и излазног пречника. Испитивањем је утврђено да каналисани пропулзор даје скоро дупло

већу силу потиска (статичку силу, на радном столу) за исту снагу. Плат приписује овај допринос чињеници да код изолованог пропелера долази до слома узгона што није случај код каналисаног. Плат закључује такође да варијације у дужини и експанзионог односа канала имају мали ефекат на статичку силу потиска.



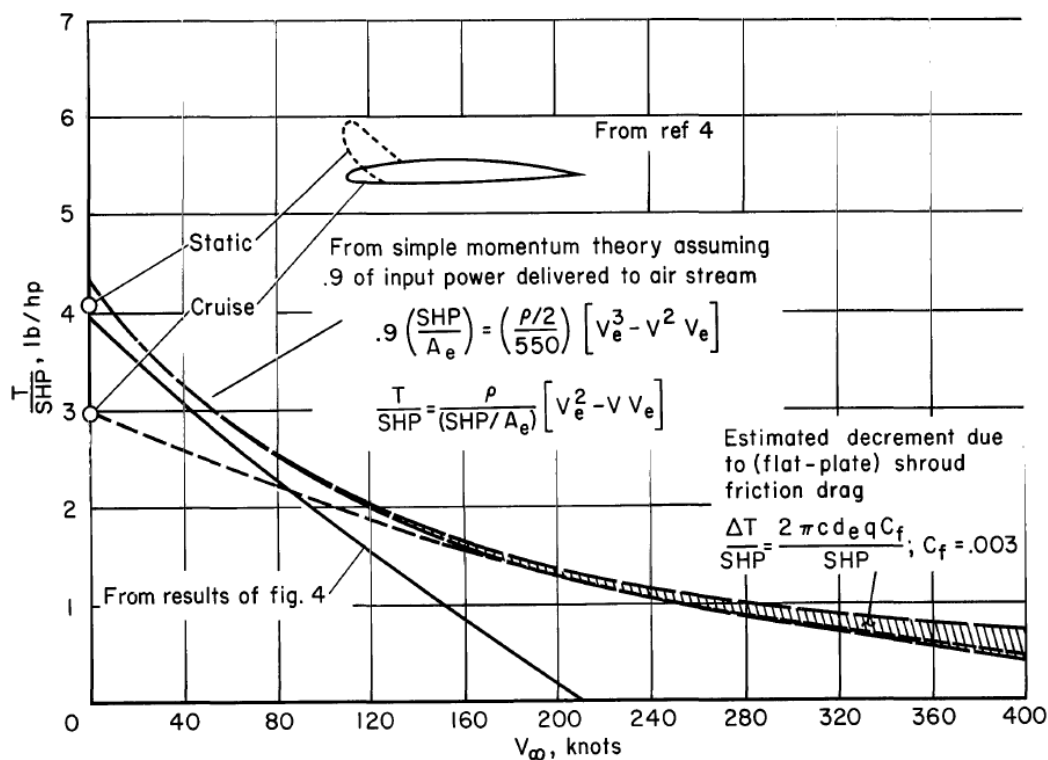
Слика 1.27 Шематски приказ експериментале поставке [80]

Поставка са најкраћим каналом са позицијама динамометара, давача притиска као и помоћне структуре.

Хабард [81] је међу првима вршио испитивања везана за генерисану буку од стране вентилаторских пропулзора. Он је посматрао пет вентилаторских пропулзора и пет слободних елиса при скоро идентичним режимима рада. У зависности од тога да ли је струјање у каналу одцепљено или не он је уочио да звучни притисак може бити два пута већи или пола од онога код изоловане елисе респективно. Он наводи и да тетива канала није критична осим у погледу аеродинамичких карактеристика. Такође, испитивањем са различитим зазорима приметио је да сила потиска канала нагло опада повећањем зазора док се бука не мења све до вредности зазора од око 1% након чега почиње нагло да расте. При већим зазорима бука се приближава оној од изолованог пропелера. Општи закључак Хабарда је да код вентилаторских пропулзора захтеви за добре карактеристике у погледу звука се поклапају са захтевима за добре аеродинамичке карактеристике. Парлет [82] је разматрао утицај нападног угла и различите брзине лета на узгон, отпор и момент пропињања вентилаторског пропулзора. Посматрано је понашање комплетне конфигурације (мотор, елиса, канал итд.) као и самостални канал при чему је анализиран утицај полупречника усница уводника на статички потисак. Модел канала за испитивање био је израђен од стаклених влакана и пластике тако да је било могуће

мењати уснице уводника а коришћена је елиса са две лопатице покретана од стране наизменичног електричног мотора снаге 5 [HP]. Извршена испитивања у Ленглијевом аеротунелу са октагоналном радном секцијом ширине 12 [ft] показала су да се ефикасност повећава повећањем полупречника усница уводника (ефикасност уводника са усницом пречника 3 [in] већа је за око 18% од уснице пречника 0.5 [in]). Тејлор [83] испитивао је такође утицај облика усница уводника (посматрани су пречници усница од 0 до 12.5% пречника елисе) као и дужина канала, положај елисе и угао дивергентног дела канала (0° , 7° и 14°) на статички потисак. Његова испитивања показала су да полупречник усница уводника мањи од 6% пречника пропелера доводе до губитак ефикасности пропулзора (при овим вредносима долази до одцепљења струјања) као и, у мањој мери, смањење дужине канала. Максимални удео канала у сили потиска допринела је усница са највећим полупречником а повећање излазног попречног пресека довео је до малог смањења пропулзивне ефикасности међутим и до значајног повећања статичког потиска. Морт [84] вршио је аеротунелска испитивања где је посматрао ефикасност вентилаторског пропулзора при разним брзинама лета (0-140 чвора), корацима и бројевима обртаја пропелера (1800-4800 [rpm]). Он је приметио да статичка ефикасност тј. FM (енг. *Figure of Merit*) пропулзора остаје константна (око 78%) за углове пропињања лопатица од 11° до 20° док за веће углове нагло опада као и да је максимална пропулзивна ефикасност при углу од 23° . Морт је приметио и да су перформансе задовољавајуће за брзине струјног поља до 100 чвора (185.2 [km/h]) након чега следи нагло опадање. Овај пад Морт придаје чињеници да је канал пројектован за статички рад (велика релативна дебљина и велики степен експанзије) као и уводни статор. Да би утврдио утицај облика канала он је извршио поређење са вредностима из [85] при чему је закључио да са правилним пројектованим каналом неће доћи до опадање ефикасности пропулзора (у односу на прорачунски добијене вредности) при већим брзинама лета међутим да би такав канал био непогодан за мале брзине лета због појаве отцепљења. Крибел и Мендехал [50] су предложени математички модел валидирани експерименталним испитивањима начињеним у 40 [ft] x 80 [ft] аеротунелу у *NASA Ames Research Center*-у у којима су испитали два вентилаторска пропулзора, један од 4 [ft] коришћен и у истраживањима Морта [84] и један од 7 [ft] намењен за експерименталну летелицу *Bell X22-A*. Они су мерили силу узгона, отпора и

момент пропињања као и притисак у 27 позиција на аеропрофилу канала и 10 азимутних позиција за 4 [ft] модел тј. 19 позиција на аеропрофилу и 3 азимутних позиција за 7 [ft]. Мерени су такође и тотални притисци иза и испред ротора као и неравномерност расподеле оптерећења ротора диска. Њихова испитивања показала су да у случају лебдења канал ствара 50% укупне силе потиска за први модел (4 [ft]) тј. 60% потиска за други модел.

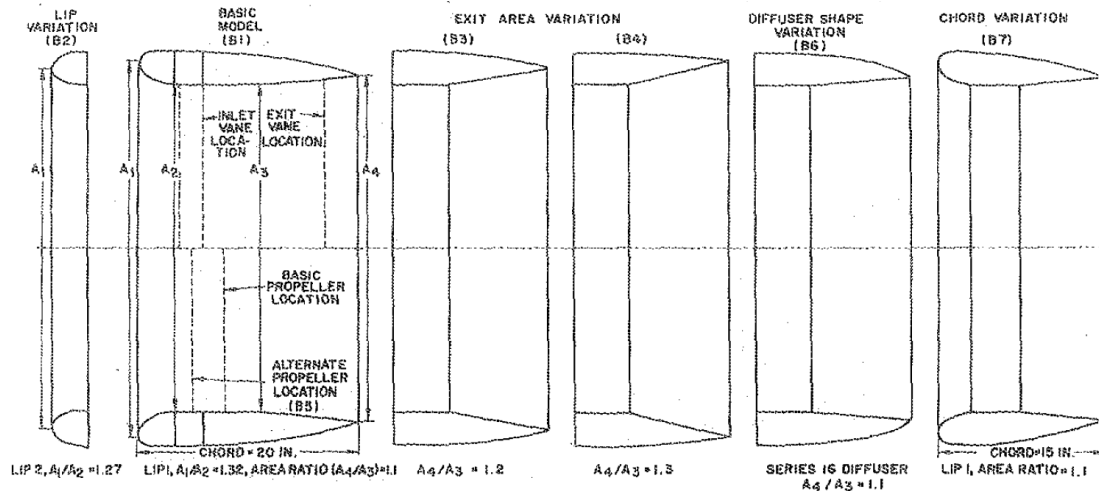


Слика 1.28 Однос потисак/снага у функцији брзине лета [84]

Приказане вредности су за канал пројектован за статички режим рада (пуна линија), канал пројектован за режим крстарења (испрекидана линија) и процењено понашање (испрекидана – дуже црте).

Блек ет. ал. [86] извршили су опсежна испитивања перформанси вентилаторских пропулзора у подзвучном аеротунелу *United Aircraft Corporation Research Laboratories* која су коришћена приликом развоја методологије и рачунарског програма од стране Воробел ет. ал. [87, 88] у оквиру истог пројекта. У својим опитима они су варирали облик усница, тетиву, експанзиони однос, позицију пропелера унутар канала, уводни и излазни статор, облик лопатица пропелера, број лопатица и зазор између пропелера и канала за различите Махове бројеве струје и различите бројеве обртаја пропелера, (Слика 1.29). У свим обављеним испитивањима извршено је више од 6000 мерења силе као и преко 30000 мерења притиска а мерени

су сила потиска, обртни момент и број обртаја пропелера, сила потиска канала, расподела притиска у уводнику и расподела притиска на млазнику док су код одабраних мерени и расподела излазних брзина и смер струје као и расподела притисака на површинама канала.

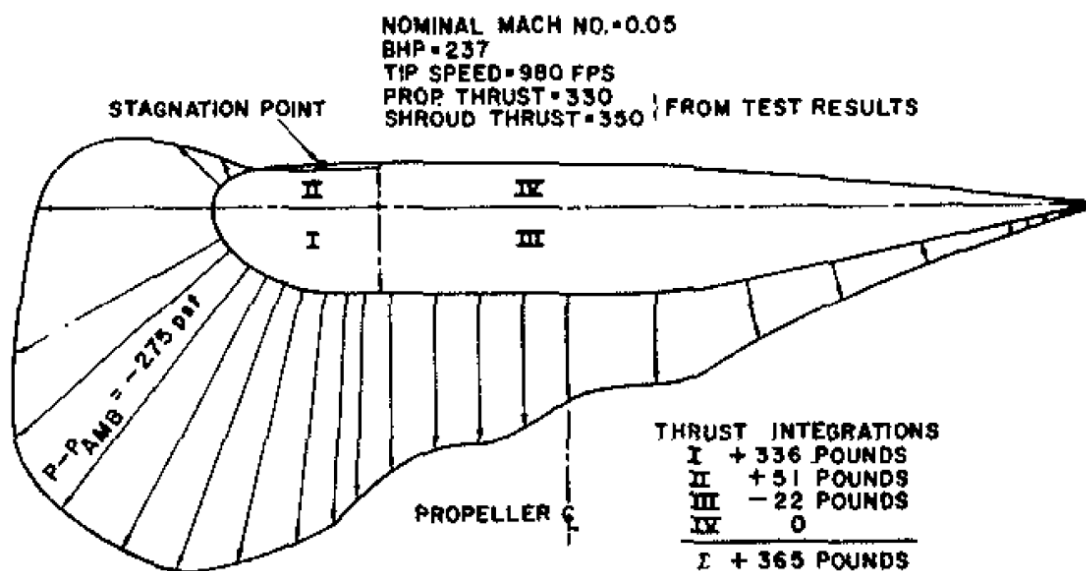


Слика 1.29 Разматрани параметри канала пропулзора [86]

На слици су приказани параметри канала који су мењани на основном моделу (други слева) приликом експерименталног испитивања.

Неки од њихових закључака на основу испитивања основног модела су: повећање оптерећења диска ротора повећава ефикасност канала пропулзора при чему је степен повећања ограничен аеродинамичким и механичким ограничењима ротора (у статичком режиму примарно аеродинамичке а у лету механичке) а дата је и препорука коришћења пропелера са већим коефицијентима испуне како би се остварила боља ефикасност пропелера при већим оптерећењима; удео канала у сили потиска опада повећањем Маховог броја лета (у случају $M=0.5$ канал смањује потисак) при чему отпор канала се смањује при већим оптерећењима ротора; однос потиска наспрам брзине врха лопатице опада повећањем броја обртаја што је објашњено губицима због великих релативних углова лопатице. Аутори наводе и да су експерименти показали да је беневит канала у статичком режиму (у случају већих оптерећења ротора и до $M=0.2$) значајно већи од предвиђања из нестишљиве моментне теорије а то објашњавању повећањем ефикасности пропелера због смањених нападних углова лопатица. Разматрани утицај експанзионог односа потврдио је теоријска предвиђања а наведено је и да су вредности мање од 1 (конвергенција млазника) пожељне за веће Махове бројеве. Примећено је да је утицај дужине канала

наглашен тек при Маховим бројевима већим од 0.4 нарочито при мањим оптерећењима диска где краћи канал негативно делује на перформансе пропулзора, да је при нижим Маховим бројевима потребно да пропелер буде минимум 40% иза уводника док је за веће Махове бројеве боља позиција пропелера ближа уводнику. Различити облици лопатица (намењени за различиту радијалну расподелу оптерећења) неочекивано мало су утицали на силу потиска (око $\pm 5\%$) док је мањи број лопатица деловао повољно при малим а већи при већим Маховим бројевима респективно. Повећање зазора при малим Маховим бројевима значајно је погоршавао понашање (смањење потиска од скоро 5%) док је при већим утицај био значајно мањи (за $M=0.4$ смањење од 1.2%) при чему је примећено и да је смањење израженије при мањим оптерећењима ротора.

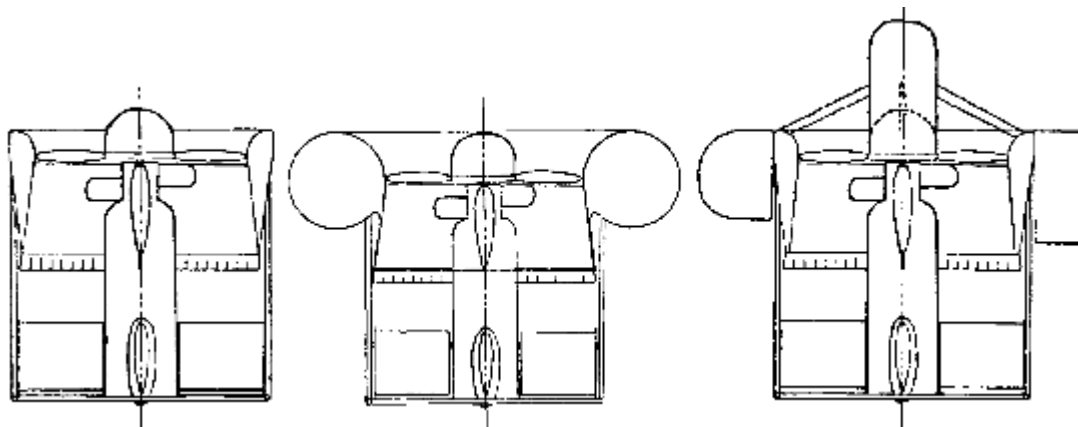


Слика 1.30 Расподела притисака на површинама канала [86]

На слици (доле десно) приказан је и удео дела канала у сили потиска канала. Може се видети да уснице уводника имају највећи допринос.

Фаларски и Морт [89] посматрали су 1971. године лонгитудиналне карактеристике полуразмаха крила са закрилцем са двоструким процепом погоњеног са два вентилаторска пропулзора при чему су закључили да је ефикасност разматраног система у корелацији са сличним системом погоњеним изолованим пропелером. Веир [90] извршио је аеротунелска испитивања шест конфигурација вентилаторског пропулзора где је разматрао две геометрије уводника, две геометрије млаз-

ника као и утицај спољних додатака (камера, под и сл.) на аеродинамичко понашање пропулзора, (Слика 1.31). Након извршених мерења за различите брзине лета и при различитим нападним угловима аутор је извео аеродинамичке коефицијенте као и аеродинамичке деривативе за модел које је касније скалирао да би одредио вредности за праву летелицу. Разматрано је такође понашање при разним отклони-ма контролних површина. Примећено је да су најефикасније површине код конфигурација са мањим излазним углом дивергенције што је и очекивано. Примећено је такође и да постоји асиметрична расподела оптерећења на ротору при већим нападним угловима који утиче на момент ваљања као и да повећање полупречника усница утиче позитивно на узгон међутим уз велико непожељно повећање момента пропињања што отежава управљање летелицом. Аутор наглашава негативни утицај канала на момент пропињања при кретању летелице као и позитиван контрамомент од стране контролних површина када исте нису отклоњене као последица савијања млаза, међутим само у случају када нису обмотане млазником (у супротном случају овај ефекат нестаје).



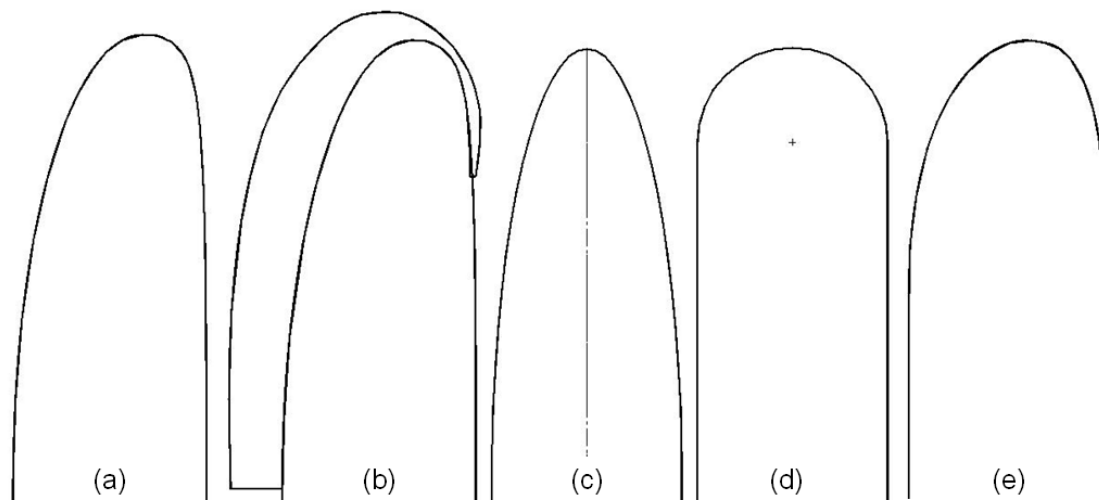
Слика 1.31 Неке од разматраних конфигурација у [56]
Приказане су конфигурације 1 (лево), 3 (десно) и 4 (средина).

Ендрус ет. ал. [91] испитивали су утицај танких вентилаторских пропулзора као помоћни ротор на перформансе и летне карактеристике хеликоптера за потребе компаније *Bell*. Они су приказали комплетну историју развоја и испитивања обављених између 1991-1996. године. У аеротунелским испитивањима разматрана је пре свега дебљина канала и закључено је да је оптимална релативна дебљина канала од 20%. За испитивање акустичког отиска и за летна испитивања израђен је демонстратор M222U DTR. Примећено је да је генерисана бука модела са каналисаним

вентилатором знатно изнад оне начињене од модела са стандардним ротором (виша за око 6 [dB]). Са циљем смањења буке смањено је оптерећење лопатице при врху што је заузврат проузроковало смањење силе потиска за 6%. Испитивањем 6 различитих ротора одабрана је комбинација са 5 неједнако постављених лопатица и са смањеном брзином врха лопатице. Позитивно у погледу буке деловало је и сужење лопатица. Овим техникама смањена је укупно генерисана бука и до 6 [dB] у случајевима лебдења и хоризонталног лета.

Мартин и Тунг [92] испитали су ВТОЛ беспилотну летелицу са ротором 10 [in] у 7 x 10 [ft] аеротунелу Америчке војске при нападним угловима од 0 до 110° и при брзинама од 0 до 120 [ft/s] са намером да створе тест случај за валидацију CFD прорачуна. Мерене су аеродинамичке силе канала и пропелера а вршена је и визуелизација струјног поља флуоросцентним уљем док су разматрана два канала са различитим геометријама као и зазори од 0.5% до 2.25% пречника ротора. Њихови закључци поклапају се у некој мери са онима из [86] тј. при мањим бројевима обртаја канал има мањи ако не и негативан ефекат као и да повећање зазора драстично смањује потисак. Такође закључују да је слом узгона код слободног канала веома различит од канала са пропелером, да смањење полупречника усница смањује потисак али повећава стабилност при лебдењу са попречним ветровима и побољшава момент пропињања приликом слома узгона при чему угао слома узгона и максимални узгон су вероватно функција рада ротора. Граф [93, 94] испитао је неколико различитих геометрија уводника (Слика 1.32) а разматрао је и утицај контролних површина на излазу из канала, на усницама уводника (преткрилца) као и стабилизирајуће статорске лопатице. Испитивања су обављана на испитном столу и у универзитетском аеротунелу *Virginia Tech*. Приликом статичких испитивања елиптичка и округла усница показале су лошије карактеристике у погледу статичког потиска услед појаве отцепљења на унутрашњем зиду канала док најбоље се показала ревидирана усница. У аеротунелским испитивањима аутор је уочио да повећана и ревидирана усница имају најбоље понашање у погледу силе узгона док ревидирана ствара највећу силу отпора а повећана највећи момент пропињања. Закључак аутора је да ревидирана усница има најбоље понашање у статичком режиму док је почетна најбоља у случајевима аксијалног лета и при косим ветровима (најмањи утицај момента пропињања, отпор

и сл.). Према аутору елиптична и округла су инфериорне у односу на остале те из тог разлога нису испитивани у аеротунелу већ само статички. Разматране контролне површи показале су добро понашање осим при великим отклонима када долази до отцепљење струјања и пада ефикасности. Из овог разлога као и због великих момената пропињања уводника аутор предлаже помоћне контролне површине на усницама уводника у виду покретних преткрилца. На овај начин смањен је момент пропињања за 15% међутим на штету масе летелице јер захтевају актуаторе. Аутор је разматрао и стабилизирајуће површине иза млазника међутим при већим брзинама лета приметно је да исте стварају негативни момент пропињања већи од момента којег ствара канал.



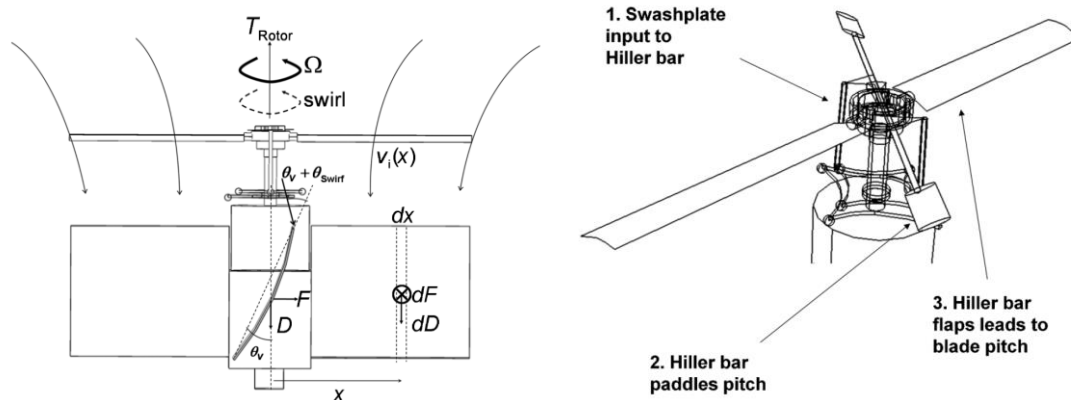
Слика 1.32 Облици геометрије усница уводника [93]

Почетна испитивана усница (a), повећана усница (b), елиптична усница (c), округла (d), ревидирана усница (e). Лева страна усница одговара унутрашњости канала и са ње се налази ротор.

Переира [27] извршио је 2008. године детаљна статичка и аеротунелска испитивања на седамнаест модела са пречником ротора 16 [cm] како би увидео перформансе ваздухопловних пропулзора у примени код микро беспилотних летелица где су Рејнолдсови бројеви прилично мали (око 20 000) и које се не морају понашати као већи (од раније испитиваних) модели. У својим осматрањима он је анализирао утицај експанзионог односа, дужину канала, полупречник усница уводника и зазор на перформансе пропулзора. Приликом статичких испитивања резултати су поређени са резултатима за изолован ротор и закључено је да вентилаторски пропулзор има и до 94% већу силу потиска за исту снагу тј. 62% мању снагу за исти потисак

док при аеротунелским испитивањима је утврђено да вентилаторски пропулзор генерише мањи потисак у аксијалним лету и већи потисак уз мању снагу у косом лету. Као у претходним испитивањима са већим моделима Переира такође примећује да перформансе вентилаторског пропулзора у статичком режиму превазилазе предвиђања из моментне теорије због смањења губитака ротора као и да канал има значајан утицај на момент пропињања. Оптималан угао дивергенције од 10° , оптимална дужина канала од 50% до 72% пречника грла канала (најужег дела канала), пречник уснице од 13% пречника грла канала и зазор од 0.1% пречника грла канала су утврђени при чему осим при малим брзинама и при великим нападним угловима не долази до потпуног ширења на излазу из дифузора (јавља се подекспанзија) а побољшање перформанси је примећено до експанзионог односа $\sigma_d = 1.2$. Слично [86] и Переира уочава да је допринос унутрашњег сегмента уводника сили потиска доминантан те да млазник утиче негативно до око 25% позитивних ефеката због чега наводи да је битније одржати прилепљено струјање и задовољавајућу расподелу притисака у уводнику него у дифузору канала. Треба напоменути да је Переира вршио и мерења струјног поља као и да је дао изузетно опсежан преглед теоријских и експерименталних истраживања. Добијени резултати су такође објављени у скраћеном облику у коаторству са Чопром [95, 96]. Под менторством Чопре такође, Хришикешаван [28] је извршио испитивања намењена побољшању аеродинамичких перформанси и стабилности лета микро беспилотних летелица у лебдењу као и приликом удара косих ветрова. Израђена је експериментална летелица коришћена за летна испитивања. Примећено је да при косим ударима ветра момент пропињања се повећава 300% а сила отпора 80% у односу на неканалисани ротор те да је осетљивост каналисаног ротора (у смислу стабилности у лету) на изненадне ударе ветра значајно већа од оне за изоловани ротор (каналисани може поднети до 3 [m/s] док је слободни стабилан и на преко 5 [m/s]). Повећањем оптерећења диска ротора омогућена је боља управљивост летелице међутим на штету перформансе у лебдењу. Аутор наводи да је потребно управљање системом за аутоматску регулацију као и примена пропорционално-интегрално-диференцијалног - ПИД контролера да би се остварила задовољавајућа стабилност у лету. За побољшане перформансе пропулзора у лебдењу Хришикешаван је представио спроводне лопатице за исправљање струјања иза ротора док је предложио примену Хилеровог стабилишућег штапа за

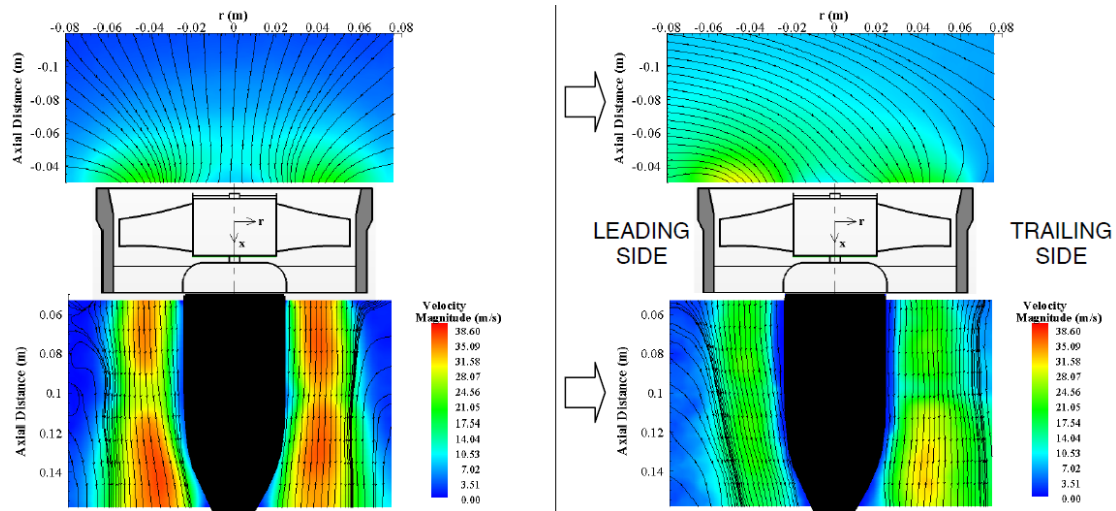
смањење осетљивости ротора на поремећаје, (Слика 1.33). Ове идеје и добијени резултати представљени су и у сажетом објављеном раду [97].



Слика 1.33 Спроводне лопатице и Хилеров штап [28, 97]

Спроводне лопатице (лево) и Хилеров стабилизирајући штап (десно).

У већини претходно наведених истраживања перформансе пропулзора одређиване су мерењем сила, притиска а у неким случајевима и поља брзина (у ретким случајевима вршена је и визуелизација струјног поља флуоросцентним уљем [92]). Развојем технологија осмишљене су нове методе мерења и визуелизација струјања међу које се по популарности издвајају LDA (енг. *Laser Doppler Anemometry*) где се ласерским зрацима врши мерење вектора брзине и PIV (енг. *Particle Image Velocimetry*) где се ласерским снопом и камерама врши одређивање вектора брзина у посматраној равни који се рачунарском обрадом могу обрадити а онда и приказати струјно поље. Актурк ет. ал. [98] користили су PIV метод приликом експерименталних испитивања вентилаторског пропулзора од 5 [in]. Резултати добијени PIV мерењима високе резолуције намењени су за валидацију аналитичких и нумеричких метода при чему су исти поређени са резултатима добијеним тродимензионалним прорачунима нестишљивим RANS (енг. *Raynolds Averaged Navier Stokes*) једначинама начињени применом софтверског пакета FLUENT. Ротор је моделован применом модификоване теорије актуатор диска а посматрани су случајеви лебдења и хоризонталног лета са попречним ветром од 6 [m/s] при два режима рада мотора, са 9000 [rpm] и 15000 [rpm], (Слика 1.34). Утврђено је да се експериментални резултати поклапају са прорачунским предвиђањима у случају лебдења. Бољи увид у коришћену методологију и прорачунски модел може се наћи у [99, 100, 101].



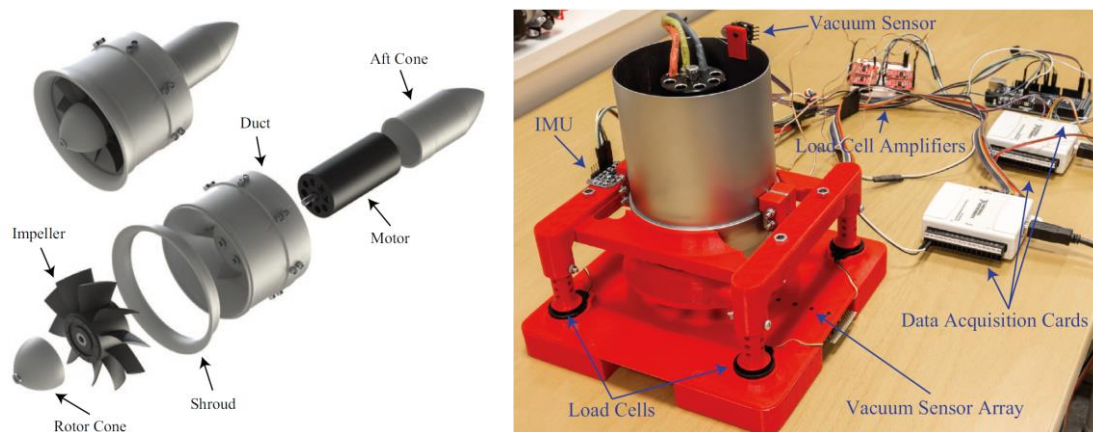
Слика 1.34 Струјне линије добијених PIV методом [98]

Струјне линије и расподела брзине при 9000 rpm за случај лебдења (лево) и за случај аксијалног лета са попречним ветром од 6 m/s.

Брусел ет. ал. [102] извршили су експериментално испитивање електровентилаторског пропулзора међутим нису разматрали аеродинамичке перформансе и утицај на силу потиска већ су анализирали његове могућности за стварање потпритиска, (Слика 1.35). Извршена испитивања начињена су да би се размотрила могућност примене оваквих пропулзора као средство за пријањање код робота који се пење уз зид (енг. *Wall Climbing Robot*). Постоље испитне поставка штампано је на 3Д штампачу од ПЛА (полилактид) као и три различита уводника. Аутори су уочили да при већим размацима од плоче (на 18 [mm]) на којој се мери потпритисак долази до пада подпритиска међутим и до стварање потисне силе која повећава силу пријањања за 421%. Они наводе да ово ствара могућност оптимизације варирањем размака тако да се оствари задовољавајући потпритисак као и силе пријањања.

Као што се може уочити побољшање перформанси вентилаторског пропулзора могуће је учинити на више начина (контролом граничног слоја, променљивом геометријом итд.). Испитивања пропулзора са променљивом геометријом извршио је Ваинауски [103] још 1968. године када је испитивао канале са експанзионим односима 1.4, 1.0 и 0.9 при чему је нагласио њихове предности у статичком тј. при већим брзинама лета. Кондор и Мур [104] предложили су контролу циркулације користећи Коанда ефекат преко закривљених површина уводника и млазника канала као могућност за побољшање перформанси пропулзора ван радне тачке. На

овај начин врши се ``виртуелна`` промена геометрије канала без коришћења покретних површина. Они су приликом експерименталних испитивања пропулзора пројектованог за аксијални лет на радном столу применили контролисану циркулацију у уводнику (за контролу отцепљења граничног слоја на усницама) и у млазнику (за побољшање експанзије млаза и побољшање протока). Запажено је од стране аутора да је контролисана циркулација на уводнику ефективнија од оне код млазника док је најефективнија комбинована употреба обе циркулације. Најбољи učinак ове методе аутори су приметили у режиму рада са утицајем тла где је примећен пад статичког притиска иза пропулзора од 50% што повољно утиче у погледу смањене ерозије тла приликом полетања ВТОЛ летелице.

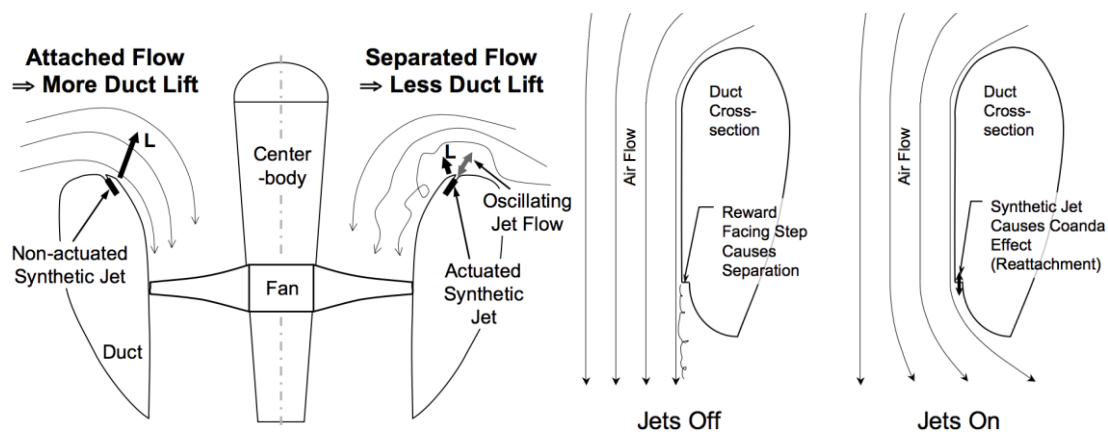


Слика 1.35 Електровентилаторски пропулзор на испитном столу [102]

Склопљен и расклопљен пропулзор (лево), пропулзор и опрема за испитивање на испитном столу (десно).

Контролом граничног слоја млазницама као и пиезоелектричним синтетичким млазницама бавио се и Оханиан [105]. Он је за смањење момента пропињања у попречним ветровима разматрао спречавање отцепљења у уводнику применом млазница на нападној ивици као и скретање струје на излазу дифузора канала помоћу Коанда ефекта закривљене површине, (Слика 1.36). За стварање млаза користио је два метода: стално дување кроз млазнице као и примену синтетички генерисаног млаза пиезоелектричним актуаторима. Поређењем резултата добијених аеротунелским експерименталним испитивањима дошао је до закључка да оба метода обављају намењену функцију са одређеним нуспојавама. Контрола млазницама на излазу дала је боље резултате при ниским нападним угловима а нарочито у случају

лебдења међутим ефикасност опада повећањем брзине лета и захтева сразмерно повећање брзине струје из млазница. Контрола млазницама на нападној ивици уводника примењивија је при већим нападним угловима (када је вероватније да дође до отцепљења струје) а ефикасност расте повећањем брзине лета. Аутор наводи да би контрола млазницама преко Коанда површине могла задовољавајуће да замени класичне контролне површине код летелица који немају транзицију у хоризонтални лет док би контрола струје на нападној ивици више одговарала летелицама са класичним контролним површина као уређај за побољшање перформанси. Такође наводи проблем максималне брзине синтетичке струје из млазница приликом употребе пиезо актуатора због чињенице да је брзина временски осредњена вредност што у случају синусоидног сигнала дели максималну брзину са π . Оханиан је представио и нову бездимензиону методологију одређивања аеродинамичких карактеристика вентилаторских пропулзора применом 12 бездимензионих коефицијената.



Слика 1.36 Контрола струјања синтетичким млазом [105]

Контрола граничног слоја уводника пиезоелектричним актуатором (лево) и контрола струје на излазу из дифузора (десно).

Мајерс [106] испитивао је неколико модела са различитим геометријама. Он је такође посветио нарочиту пажњу проблему преласка из лебдења (или вертикални) у хоризонтални лет и из тог разлога разматрао је могућност увођења процепа у канал као могуће побољшање перформанси пропулзора (Слика 1.37). У овој фази лета пропулзор је под великим нападним угловима и налази се у ”косом” лету па долази до значајних отцепљења у уводнику који стварају велике пропулзивне губитке а јавља се и неравномерна расподела струје на ротору која га може увести у

нестабилни рад при чему је отежано и управљање летелице. Такође, канал због своје величине и геометрије ствара велику силу отпора а услед повећане турбуленције долази и до повећање буке. Мајерс је закључио да модел са процепима ствара најмању силу узгона у косом лету од осталих модела са каналима међутим ствара и значајно мању силу отпора и мањи момент пропињања при свим посматраним брзинама лета. Посматрајући исти модел са отвореним и затвореним процепима (Слика 1.37) приметио је да за мале коефицијенте рада елисе (до 0.2) приликом отварања процепа долази до смањења силе отпора и момента пропуњања али на штету силе узгона.

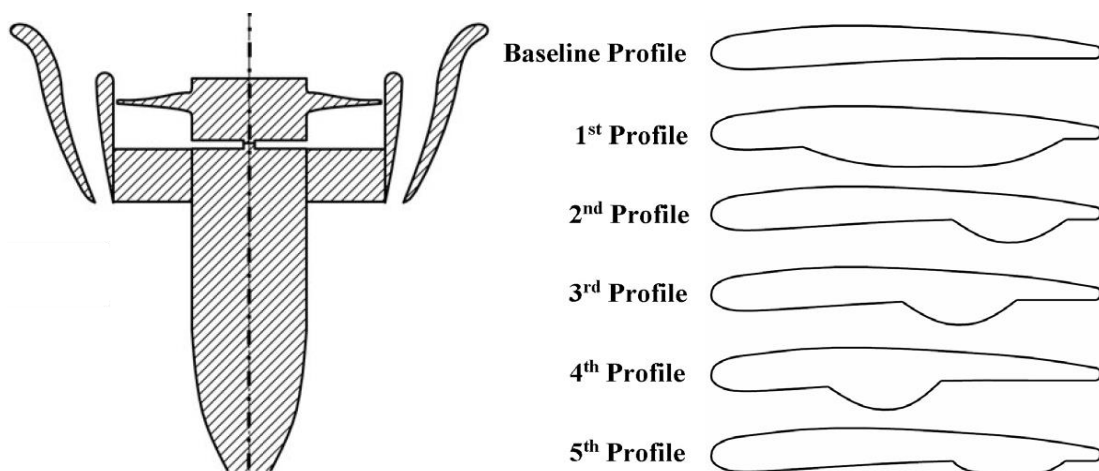


Слика 1.37 Пропулзор са процепима у каналу у аеротунелу [106]

На слици је приказан испитиван вентилаторски пропулзор у случајевима са отвореним процепима (лево) и са затвореним процепима (десно).

Актурк [100] испитао је на два пропулзора са роторима 5 [in] и 22 [in] применом PIV и SPIV (енг. Stereoscopic PIV). Као могућност за побољшање перформанси и управљивости летелице са вентилаторским пропулзором он предлаже примену двоструког уводника (енг. *Double Ducted Fan - DDF*), (Слика 1.38). Он наводи да предложено решење пружа могућност контроле отцепљења у уводнику нарочито у случајевима хоризонталног напредног лета (струја је нормална на осу ротора). Применом CFD-а (енг. *Computational Fluid Dynamics*) размотрено је 9 различитих геометрија оптимизованих за различите брзине лета и показано је значајно побољшање перформанси пропулзора нарочито у погледу отцепљења струје унутар уводника и смањења неравномерности оптерећења диска ротора (смањена дисторзија струје у уводнику). Аутор предлаже и могућност променљивог двоструког уводника (енг. *Variable DDF*) како би се повећала ефикасност у већем опсегу брзина лета. У другом делу рада Актурк нумерички

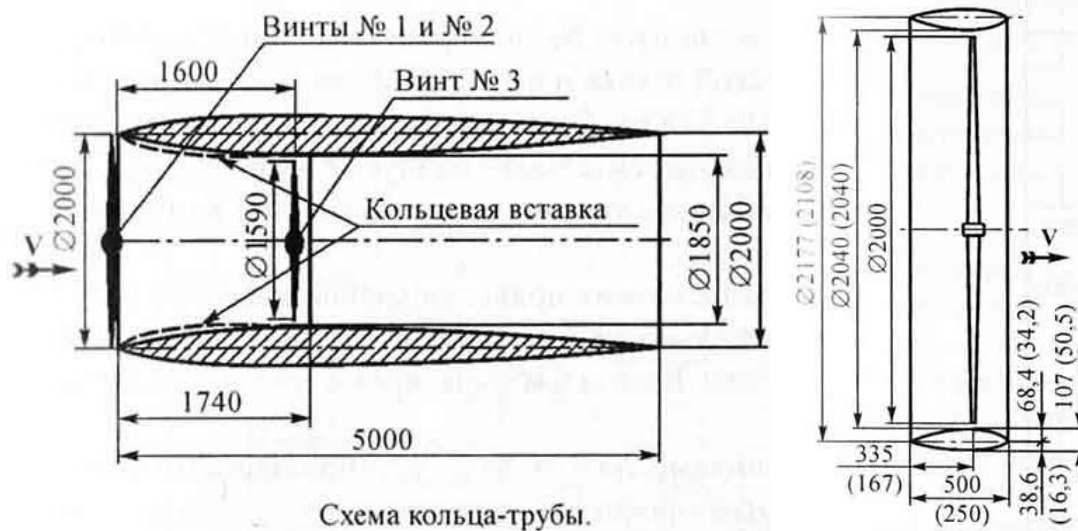
разматра утицај зазора врха лопатице и предлаже неколико геометрија канала и лопатица са циљем смањења губитака врха, повећања ефикасности и смањења буке. Експериментално је испитао 5 модификованих геометрија канала (Слика 1.38) намењених за вентилатор пречника 36 [in] и закључио да канал број 2 даје најбољу корекцију у погледу губитака зазора врха лопатица. Такође у ове сврхе је нумерички испитао и могућност модификовања облика врха лопатица при чему је размотрио 5 различитих врхова и дошао до закључка да је могуће смањити губитке услед вртложења значајним смањењем тангенцијалне компоненте брзине близу врха и на тај начин остварити добре перформансе са већим зазором тј. да се правилним обликовањем врха лопатица може дозволити већи зазор између лопатице и канала без смањења ефикасности.



Слика 1.38 Предложени *DDF* и модификована геометрије канала [100]
Један од предложених двоструких уводника (лево) и пет разматраних геометрија канала (десно).

У Русији вентилаторске пропелзоре међу првима је истраживао Бертини предлагајући прстенасто крило. На основу његових идеја почета су испитивања у аеротунелу Т-2 института ЦАГИ (рус. *Централњий аэрогидродинамический институт*). Остославски и Матвеев [107] објавили су 1935. године рад у коме су приказали испитивања са вентилаторским пропелзорима која су рађена 1932-1933. године. У испитивањима разматрана су три пропелера са различитим коефицијентима испуне (рус. *коэффициент покрытия*) и различитим корацима. Два пропелера су била пречника 2 [m] и испитивана су испред канала док је трећи био пречника 1.59 [m] и испитиван је смештен у најужем делу канала (Слика 1.39 - лево). Приликом испитивања мерени су обртни момент и сила потиска пропелера као и сила

отпора тј. пропулзивна сила канала. 1934. године испитивана су два различита канала са модификованим *Clark-Y* аеропрофилом (Слика 1.39 - десно). Њихова испитивања су показала да је најбоље резултате дао канал са најмањом дужином те да ефективност вентилаторског пропулзора расте са повећањем оптерећења. Радили су такође и испитивања канала са крилима као и са пола канала.

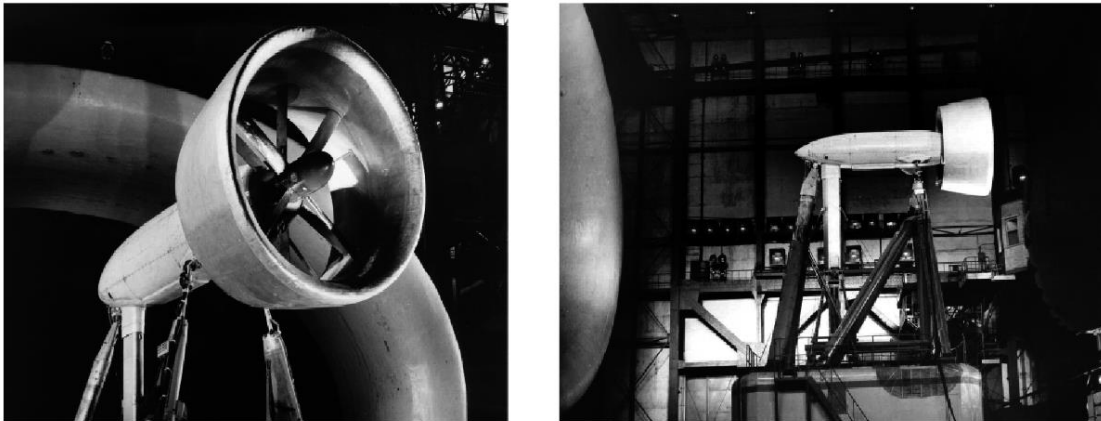


Слика 1.39 Конфигурације испитиване у ЦАГИ 1932-1934. године

Слика је преузета јула 2018. године из <http://stroim-samolet.ru/069.php> где је пак репродукована из [107].

Највећи допринос експерименталним испитивањима вентилаторских пропулзора у Русији вероватно је дао Остроухов [108, 109, 110, 111, 112, 113] који је 2014. године објавио монографију [114] у којој је представио највећи део свог рада са пропелерима и вентилаторским пропулзорима у аеротунелима ЦАГИ. Овде Остроухов се осврће на свој рад са лопатицама пропелера (утицај закривљености, релативне дебљине) као и њиховим другим карактеристикама (фактор испуне, број лопатица, број ступњева и сл.) и врши поређење са роторима на правим летелицама (на пр. врши поређење ротора К184 и К184В са ротором 221 који је други у коаксијалној конфигурацији на *Ан-22* а налази се и на ховеркрафту *Джейран* при чему наводи да је у статичком режиму рада сила потиска каналисаног пропелера ВК1-К184В 2.8 пута већа од пропелера 221). Такође указује на механичке аспекте лопатица (наводи да правоугаона лопатица има мању крутост од елиптичне те из тог разлога мора имати већу релативну дебљину што доводи до већих отпора), раз-

матра утицај стишљивости ваздуха као и Маховог и Рејнолдсовог броја на аеродинамичке карактеристике. У трећој глави бави се аеродинамичким карактеристикама при косим струјањима где разматра утицај дебљине и облика канала као и утицај контролних површина. У четвртој глави аутор се бави аеродинамичким карактеристикама вентилаторског пропулзора са помоћном механизацијом у случајевима када ради са реверсом потиска а у петој описује методологију и методе експерименталног испитивања као што су метод визуелизације кончићима (рус. *Шелковинок*), примена луминоцентних уља осетљивих на притисак и метод а и утицај Рејнолдсовог броја и температуре и атмосферског притиска. У шестој глави разматрају се облици аеропрофила.



Слика 1.40 Модел пропулзора у аеротунелу Т-104 [114]

ВК1-К184В пропулзор на испитној поставци СДУ-104 у аеротунелу Т-104 института ЦАГИ.

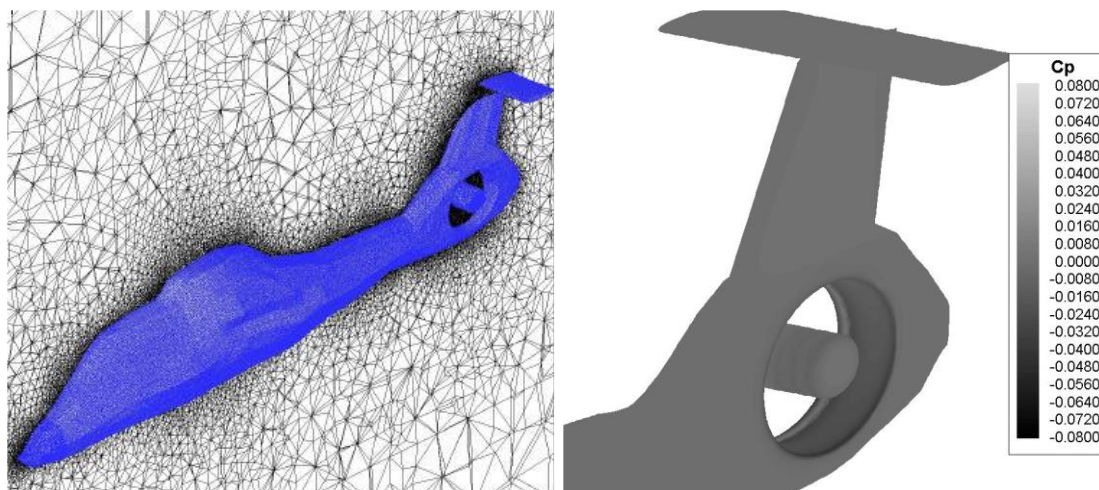
Приликом разматрања утицаја зазора Остроухов осим на пад перформанси због повећања зазора указује на оштећење које је настало на унутрашњој површини плашта уводника ВК1-К184В инсталираног на броду *Калмар* услед пулсација у зони ротора (основна фреквенција пулсација је множилац броја обртаја и броја лопатица). Као решење је наведено повећање зазора како би се смањиле пулсације и примећено је да повећање зазора са 0.45% на 1% доприноси смањењу амплитуда пулсација притиска и до 72% (аутор овде наводи и корисни ефекат повећања зазора јер омогућава лопатице мање крутости дакле мање масе). Разматрањем реверса потиска он уочава да је ефикасност пропулзора у том режиму рада мања у односу на слободни ротор због негативног утицаја канала.

Истраживања нумеричком динамиком флуида CFD

Аналитички методи разматрају поједностављено струјање те често и не узимају у обзир облик геометрије а када је узимају ослањају се у значајној мери на резултате из експерименталних испитивања. Такође неки од феномена (на пр. зазор између лопатица и канала, тродимензионални ефекти и сл.) разматрају се само кроз емпиријски добијене корекционе факторе а не и феноменолошки. Из ових разлога ови методи често су ограничени на већ познате (испитане) геометрије и не пружају флексибилност у погледу детаљнијих истраживања утицаја разних параметара на рад вентилаторског пропулзора. Са друге стране, експериментална испитивања немају ограничење тог типа међутим долазе уз високе трошкове. Такође, директно посматрање неких од појава (на пр. струјно поље унутар канала, вртложење на врховима лопатица и сл.) изузетно је компликовано а често и неизводљиво већ се утицаји одређују строго индиректно кроз глобални утицај на перформансе. Нумеричка динамика флуида пружа могућност посматрања комплетног поља и свих величина унутар њега што је чини веома погодном за примену у процесу пројектовања и оптимизације геометрије нарочито у новије време када рачунарска прорачунска цена није тако велики ограничавајући фактор.

Један од првих радова који се се бави применом нумеричке динамике флуида на вентилаторске пропулзоре објавили су Рацагопалан и Жаоксинг [115] 1989. године. Они су решавањем стационарних, нестишљивих, ламинарних Навије-Стоксових једначина за осносиметрично струјање методом коначних разлика размотрили канал и централно тело вентилаторског пропулзора са и без елисе. Елиса је моделована кроз временски осредњене моментне изворе посебно развијеном методологијом. Иста методологија коришћена је и у [116] при чему је развијен и генератор мреже а резултати су валидирани доступним експерименталним резултатима. Сривастава ет. ал. [117] користили су нумеричко решавање нестационарних тродимензионалних Ојлерових једначина за одређивање аероеластичног понашања ротора SR3C-X2 када се затвори са крутим цилиндричним каналом са зазором од 1% полупречника лопатице. За боље разумевање зависности силе потиска од колективног корака *FANTAIL*-а хеликоптера *RAH-66 Comanche*, Алпман ет.ал. [118] користили су модификовани *PUMA 2* програм при чему су остварена добра поклапања са статичким испитивањима. Теорије актуатор диска и елемента лопатице су

коришћене за моделовање ротора *FANTAIL*-а (предложен је метод осредњавања скока притиска) док главни ротор није био укључен у прорачуне. *FANTAIL* је разматран и од стране Рузицке ет. ал. [119, 120] који су користили *RANS CFD* код *OVERFLOW-D* који је базиран на *NASA*-ин *OVERFLOW* софтвер. Коришћен је услов периодичности (моделована је четврина пропулзора) како би се смањило прорачунско време. Анализе вентилаторског репног ротора *CFD* прорачуном извршили су и [121, 122]



Слика 1.41 Прорачунска мрежа и расподела притисака [118]

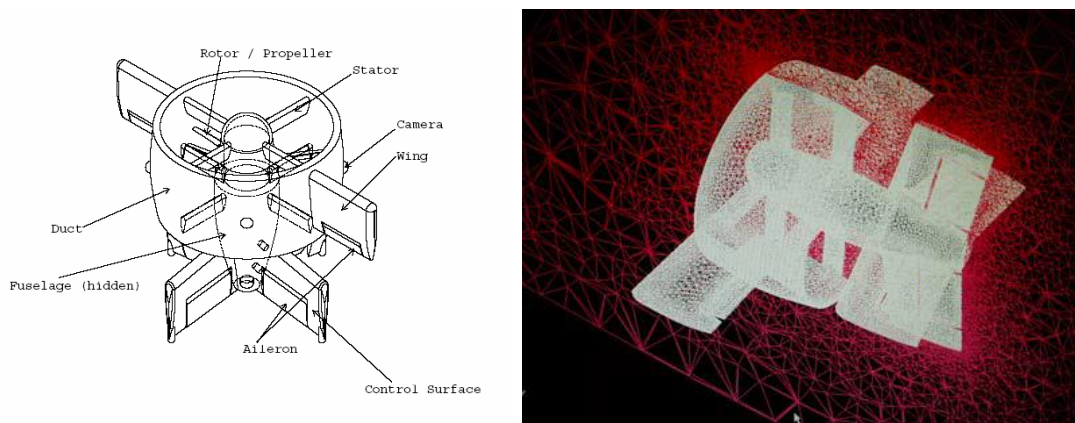
Прорачунска мрежа од 2.8 милиона тетраедалних елемената (лево) и контуре коефицијента притисака (десно).

Ан и Ли [123] су такође користили теорију актуатор диска за моделовање ротора приликом нумеричких анализа осносиметричног вентилаторског пропулзора где су посматрали утицај промене параметара на рад пропулзора. Анализе су вршене кодом развијеним од стране првог аутора и Дреле који је базиран на решавању спрегнутих Ојлерових једначина коначним запреминама и који је изведен са циљем брзих прорачуна (типични проблем конвергира за 10 итерација).

Пан и Купланд [124] извршили су параметризацију геометрије уводника пропулзора неуниформним рационалним Б сплајновима (енг. *Non-Uniform Rational B-Spline - NURBS*) како би могли да изврше оптимизацију облика пропулзора са циљем смањења генерисане буке. Осносиметрично струјање рачунато је *CFD* програмом *HYDRA* док је бука одређивана софтвером за нумеричку аероакустику (енг. *Computational AeroAcoustics - CAA*) *ACTRAN*. Осим геометрије као параметар је разматрана и акустичка облога унутрашњости уводника а ротор је разматран само

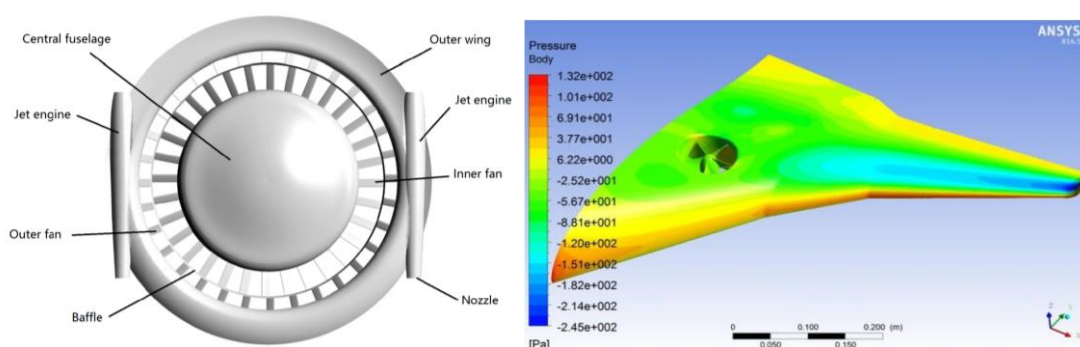
као извор буке. Оптимизацију вентилаторског пропулзора параметризацијом геометрије урадио је и Јасудаисиус [125]. Он је параметризовао геометрију сплајновима након чега је радио оптимизацију за дводимензионални тј. тродимензионални случај применом CFD. Као почетну геометрију за 3D оптимизацију коришћен је добијен резултат из 2D оптимизације код које је ротор разматран методом коначног елемента (преведен фитовањем у актуатор диск за CFD модел) након чега је извршена оптимизација *Quasi-Newton Broyden-Fletcher-Goldfarb-Shanno (BFGS)* методом. На овај начин добио је смањење отпора од 36.45% и повећање потиска од 141.49% у односу на иницијалну геометрију.

CFD прорачуне користили су и Жао и Бил [126] за одређивање аеродинамичких карактеристика мале беспилотне летелице са једним вентилаторским пропулзором. У прелиминарној фази дводимензионални модел канала без ротора је разматран у режимима лебдења, пењања и крстарења док је тродимензионални модел канала коришћен при разматрању различитих нападних углова. Када су утврђене карактеристике канала извршена је тродимензионална нумеричка анализа комплетне летелице тј. пола летелице са условом симетрије (Слика 1.42). За нумеричке прорачуне коришћен је софтверски пакет *FLUENT*. У [127] Жао врши и експериментална испитивања истог модела, даје податке о аеродинамичким деривативима и динамичким једначинама летелице а представља и систем за аутоматско управљање летелицом.



Слика 1.42 Разматрана мала ВТОЛ беспилотна летелица [126]
Шематски приказ мале ВТОЛ беспилотне летелице (лево) и прорачунска мрежа CFD модела (десно).

Цаи и Анг [128] такође су анализирали малу беспилотну летелицу при чему су ротор моделовали моментним изворима слично [115]. Добијене резултате поредили су са резултатима обављеног експерименталног испитивања где су примећена добра поклапања. У последњим годинама услед популарности и интереса о малим и микро беспилотним летелицама као и доступност рачунарских ресурса велики број аутора бавио се проблемом нумеричке анализе аеродинамичких карактеристика малих беспилотних летелица са једним вентилаторским пропулзором [129, 130, 131]. Неки аутори вршили су и CFD анализе разматрајући друге могуће конфигурације летелице са вентилаторским пропулзором [132, 133, 134, 135].



Слика 1.43 Неконвенционалне летелице са вентилаторским пропулзором
Летелица са високом узгонском ефикасношћу [134] (лево) и беспилотна летелица типа *BWB* (енг. *Blended Wing Body*) [135] (десно).

На основу контраротирајућег коаксијалног вентилаторског система Лија [136] Гелденхајс [137] је размотрио пет различитих аеропрофила ротора применом програма *XFOIL* након чега је користећи модификовани *DFDC-070ES2a* код за аксисиметричне вентилаторске пропулзоре извршио прелиминарни дизајн пропулзора. Геометрија канала је комбинација Кухемановог (нападна ивица тј. уснице уводника) и *NASA*-иного симетричног аеропрофила (излазна ивица) а задржана је из [136]. Новодобијени пропулзор анализиран је нумерички помоћу софтверског пакета *Ansys CFX*. Струјање је посматрано као стишљиво и коришћен је *k- ω SST* турбулентни модел за анализу полумодела пропулзора. Утврђено је да нови дизајн омогућава повећање потиска од 33% за исту снагу. Софтверски пакет *Ansys CFX* за анализу контраротирајућег коаксијалног ротора користио је и [138]. Хуо ет. ал. [139] анализирали су неколико параметара геометрије канала контраротирајућег коаксијалног каналсаног пропулзора аксисиметричним дводимензионалним *CFD* прорачунима при чему су ротори замењени актуатор диском.

1.3 Мотивација за израду дисертације

Као што се може приметити из већ приложеног постоји велико интересовање истраживача о вентилаторским пропулзорима како у прошлости тако и данас. Са обзиром на све већу популарност малих беспилотних летелица погоњених електричним погоном, која је интензивиранија побољшањем технологија енергетских компоненти пропулзивног система, као и растућа потреба за малим беспилотним летелицама са могућношћу вертикалног полетања и слетања, електровентилаторски пропулзори представљају систем чија ће се употреба у годинама које долазе повећавати убрзаним темпом. Поткрепљење овој тврдњи представља и чињеница да је све већи број произвођача на тржишту који се баве производњом интегрисаним електровентилаторским пропулзорима (немачка компанија *Hacker Brushless Motors* је у току писања ове дисертације почела са продајом серије *Stream Fan* електровентилаторских пропулзора који су погоњени посебном серијом електромотора (ознаке Е50, Е60 и Е70) намењеним за овај тип пропулзора).

У складу са овим трендом жеља аутора била је да развије детаљније разумевање о електровентилаторским пропулзорима као и да развије методологију за њихову оптимизацију која би олакшала процес њиховог пројектовања. Такође жеља аутора је била и да сагледа утицај ових пропулзора на летелицу кроз интеграцију пропулзора овог типа са летелицом.

2 Енергетски систем

Функција енергетског система вентилаторског пропулзора је да снабдева ротор пропулзора механичком енергијом. Он може бити посебно изведен и намењен искључиво пропулзору а може да буде и саставни део енергетског система летелице. У зависности од типа и архитектуре пропулзорског система (глава 1) енергетски систем пропулзора ће бити сачињен од: акумулатора или извора енергије (батерије, горивне ћелије, гориво, соларни панели и сл.), претварача енергије (генератор и/или електромотор са одговарајућим драјверима и контролерима), електричне инсталације (проводници, конектори, осигурачи и остала електрична опрема) итд. (Слика 2.1). Предност електричних енергетских система је и могућност реверзибилног рада тј. могућност генерисања електричне енергије у електромотору и складиштење у батерији.

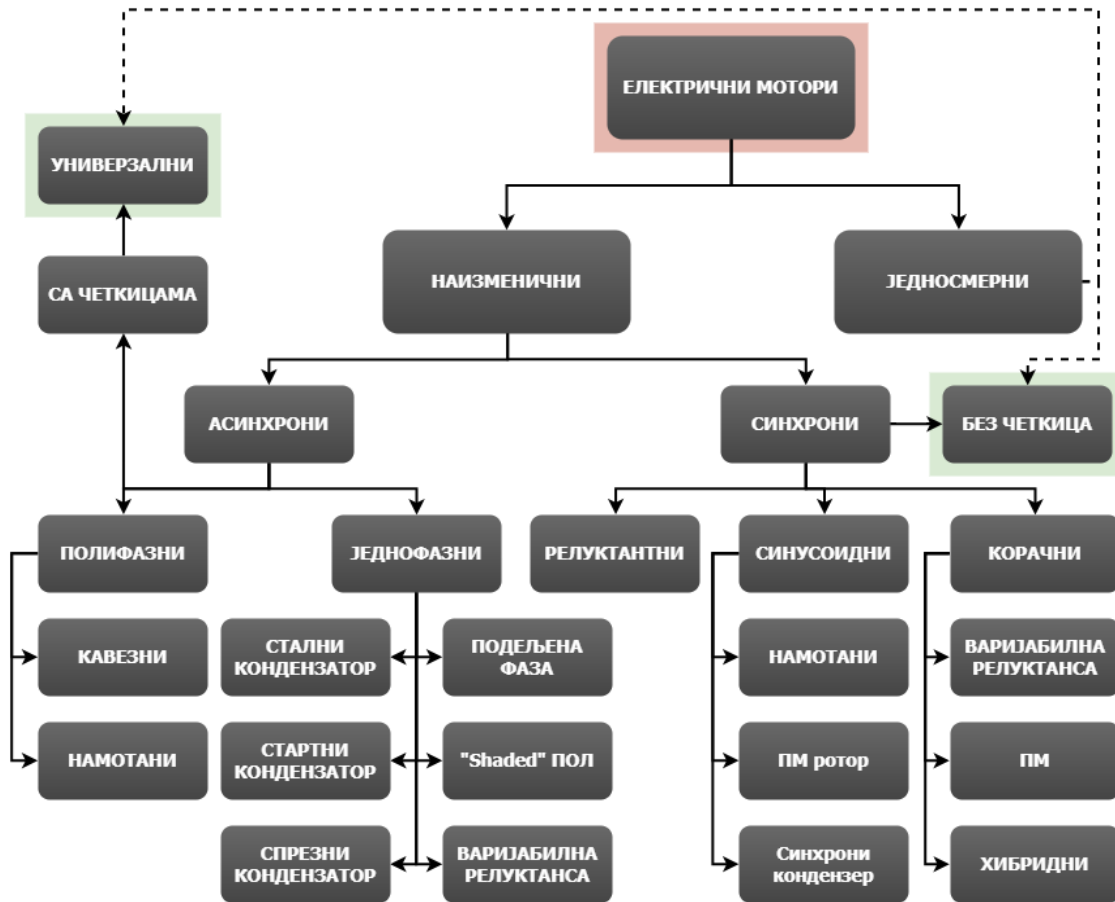


Слика 2.1 Енергетски систем електровентилаторског пропулзора

Приказани енергетски систем одговара пропулзору са чисто електричном архитектуром.

2.1 Електромотор

Електромотор је уређај тј. електрична машина која врши конверзију електричне енергије у механички рад. Принцип рада највећег броја електромотора заснива се на електромагнетној индукцији тј. феномену да услед промене магнетског поља долази до индуковање електромагнетских сила у проводницима. Њихова основна подела везана је за врсту електричне енергије коју користе и деле се на електромоторе који користе једносмерну струју - *DC (Direct Current)* и на електромоторе који користе наизменичну струју - *AC (Alternating Current)*. Могу се поделити такође и према начину кретања и то на линеарне и на обртне електромоторе. Осим ових, постоји још много типова подела електромотора од којих су неке приказане на дијаграму (Слика 2.2).

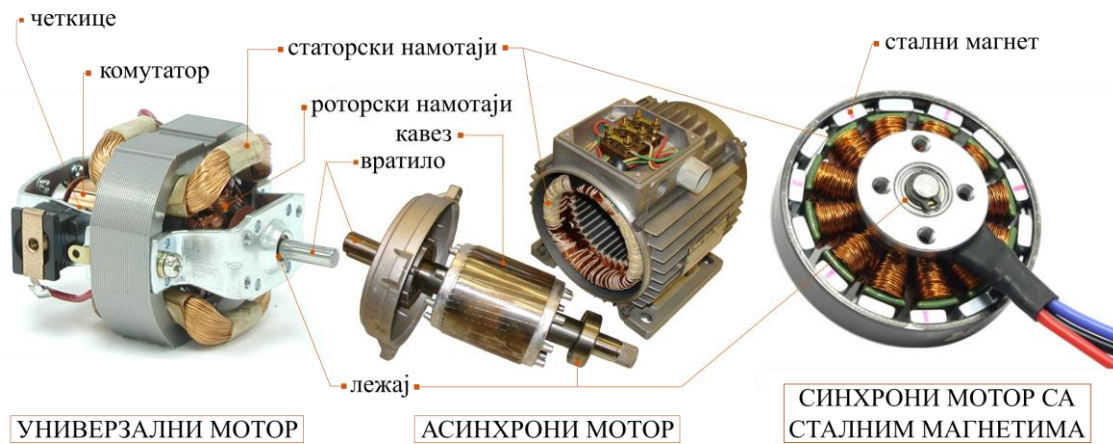


Слика 2.2 Фамилијарно стабло електромотора

Дијаграм је преузет из [140] након чега је преведен и прерађен. Универзални мотори могу да раде на једносмерну и на наизменичну струју док ће мотори без четкица бити детаљније анализирани у даљем тексту.

Електромотори на једносмерну струју за стварање променљивог магнетног поља најчешће користе комутатор. Пошто комутатор захтева употребу контактних четкица, трење које се јавља на контактима доводи до повећања температуре, смањења ефикасности мотора и смањења века трајања мотора услед механичког хабања четкица те се из ових разлога, као погонско средство возила и летелица, најчешће користе мотори на наизменичну струју. Електромотори који користе наизменичну струју одређене кружне учестаности у статору за стварање обртног магнетног поља, најчешће имају статорске намотаје из три дела тј. три фазна намотаја (трофазни мотор) чије су осе померене за $2\pi/3$ колика је и разлика почетних фаза наизменичних струја у намотајима. Према начину извођења ови мотори могу бити синхрони и асинхрони. Разлика између синхроних и асинхроних мотора је у конструкцији њихових ротора док су им статори идентични (трофазни). Ротор асинхроног

мотора је најчешће кавез израђен од алуминијумских штапова смештеним у жљебовима ротора. Намотај ротора који чине ови штапови је кратко спојен при чему се приликом заостајања ротора иза магнетног поља јавља индукована електромоторна сила. Неопходно кашњење ротора иза обртног магнетног поља статора пропорционално је обртном моменту и назива се клизање, а пошто ротор и магнетно поље статора при номиналном раду нису синхронизовани мотор је добио име асинхрони мотор. Код синхроног мотора, ротор мотора има побудни намотај који једносмерном струјом ствара роторски флуks. У новије време, услед откривања високо квалитетних перманентних магнета, све чешће се уместо побудни намотај користе сталне магнете (Слика 2.3).



Слика 2.3 Неколико типова електромотора

Приказани универзални и асинхрони мотор су са унутрашњим ротором док је приказани синхрони мотор са спољашњим ротором.

Сваки од претходно наведених електромотора има своје специфичне карактеристике које га чине погодним за примену у некој области технике. Већ су помнуте неке од мана једносмерних комутаторских мотора међутим и поред њих ови мотори су у прошлости имали изузетно широку примену а заступљени су у великој мери и данас. Њихова једноставна конструкција и прилично ниска цена чине их погодним за примену у комерцијалној потрошачкој електроници. За примену у аутомобилској и ваздухопловној индустрији захтеви за моторе су велика специфична густина снаге, високе перформансе, висока поузданост и дугачак животни век, широк опсег брзина рада са задовољавајућим перформансама итд. У том погледу, као најбоље решење, намећу се наизменични синхрони мотори а нарочито тро-

фазни синхрони електромотори са перманентним (сталним) магнетима који у комбинацији са одговарајућим контролером (драјвером) раде на једносмерну струју и често се називају: једносмерни мотор без четкица - *BLDC (Brushless Direct Current)* (Табела 2.1). Осим супериорних перформанси ових мотора у односу на друге типове, њихова додатна предност огледа се и у чињеници да раде на једносмерну струју што је нарочито значајно када се узме у обзир да је електрична струја коју складиште батерије једносмерна.

Мотор Stavka	АС мотор			Универзални мотор	DC мотор са четкицама	DC мотор без четкица (BLDC)	Корачни (Step) мотор	Серво мотор	
	Једно-фазни	Тро-фазни (Индукциони)	Тро-фазни (синхрони)					АС серво	DC серво
Тип напајања	АС			АС/DC	DC	DC (са драјвером) / Драјвер	Драјвери	Драјвери	Драјвери
Ефикасност	40-60%	60-70%	70-80%	50-60%	60-80%	80%-	60-70%	50-80%	60-80%
Величина (иста снага)	Велики	Средњи или велики		Велики	Мали	Мали	Средњи	Мали или средњи	Мали
Бука	Мала			Велика	Велика	Мала	Средња	Мала	Велика
Опсег брзина	Уски	Широки		Средњи	Широки	Широки	Широки	Средњи	Уски
Одзив	Спори			Спори	Средњи	Средњи	Средњи	Брзи	
Животни век	Дугачак			Кратак	Кратак	Дугачак	Дугачак		Кратак
Цена	Ниска		Средња	Ниска	Ниска	Средња или висока	Средња	Висока	
Примена	Машине за веш	Кранови	Компресори	Усисивачи	Електричне играчке	Клума уређаји	Роботи	Покретне траке	Штампачи
	Фенови за косу	Покретне траке	Машине за суђе	Електрични алати	Електрични алати	Машине за суђе	Мали кућни уређаји	Роботи	Плотери
	Усисивачи	Клима уређаји	Машине за веш	Соковници	Аутомобилске електричне компоненте	Машине за веш	Опрема за климатизацију	Машински алати	Машине за рад
	Пумпе	Индустријске машине			Мали кућни уређаји	Мали кућни уређаји			
Оцена	Фокус на цену	Фокус на разноврсност		Фокус на цену	Фокус на цену	Фокус на ефикасност Фокус на разноврсност	Фокус на разноврсност	Фокус на перформансе	

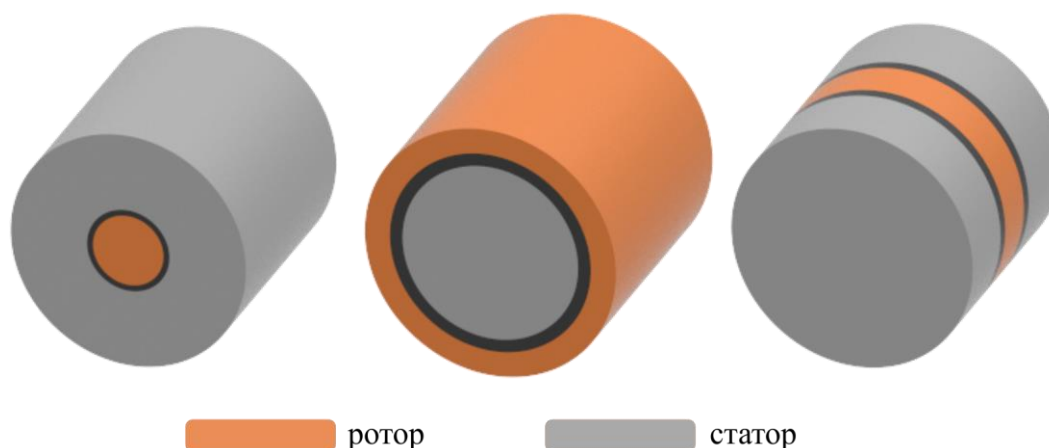
Табела 2.1 Упоредне карактеристике различитих типова електромотора
 Преузето и преведено марта 2018. године са: <http://www.nidec.com/en-NA/technology/capability/brushless/>

Више информација о различитим типовима мотора могу се наћи у [141, 142].

2.1.1 Једносмерни електромотори без четкица

Као што је већ поменуто, да би се електромотор сматрао једносмерним, исти мора да ради на једносмерну струју што код овог типа мотора важи једино када се исти посматра у комбинацији са контролером тј. драјвером мотора. Пошто ће контролери мотора бити тема следећег поглавља, овде ће се разматрати само синхрони електромотори са сталним магнетима и њихове карактеристике и понашање. Суштински гледано *BLDC* мотори, синхрони мотори са сталним магнетима и корачни мотори су идентични. Они се разликују пре свега по начину тј. типом сигнала којим се покрећу. *BLDC* моторе на пример, карактерише трапезоидна повратна електромагнетна сила и типично се покрећу правоугаоним пулсним сигнаlima што је слично принципу рада моторима на једносмерну струју са четкицама те одавде и следи њихов назив. Синхрони мотори са сталним магнетима типично имају синусоидну повратну електромагнетну силу и управљају се синусоидним сигнаlima док корачни мотори имају већи број полова и захтевају више периода побуђења приликом једног обртаја ротора а најчешће се управљају струјним пулсевима. [143]

Уколико посматрамо обртне електромоторе (који су интерес овог рада), конструктивно гледано, постоји неколико опште прихваћених решења од којих су два доминантна: конструкција са унутрашњим ротором (*inner runner*) и конструкција са спољашњим ротором (*outer runner*)(Слика 2.4). Ова два типа мотора због начина рада називају се и мотори са радијалним флуksom.



Слика 2.4 Различити типови конструкција обртних мотора
Мотор са унутрашњим ротором (лево), мотор са спољашњим ротором (средина), мотор са аксијалним флуksom (десно).

Карактеристике мотора са унутрашњим ротором сличне су карактеристикама једносмерних мотора са четкицама (који су скоро увек са унутрашњим ротором). Карактерише их велики број обртаја са малим обртним моментом због чега се често користе у комбинацији са механичким редуктором. Мотори са спољашњим ротором пак нуде већи обртни момент са мањим бројем обртаја. Ова врста мотора омогућава електронску редукцију броја обртаја до одређене мере. [144]

Код *BLDC* мотора, ротори су најчешће изведени са сталним магнетима (код синхроних мотора често је ротор изведен са побудним намотајем са једносмерном струјом) као магнетни полови, док су статори састављени од једног или више фазних намотаја, при чему намотај сачињава више секција а секција више навојака од изолиране жице најчешће намотане око зубаца израђених од феромагнетног материјала. Најзаступљенији су двофазни и трофазни мотори јер оваква извођења омогућавају једноставније контролере. Код трофазних мотора, фазни намотаји се најчешће везују у звездасто или троугаоно чвориште (веза у звезду тј. веза у троугао) (Слика 2.5). Број магнетних половина са друге стране, варира од два па до неколико десетина (постоје мотори са преко 50 половина). Означавање електромотора најчешће се врши према броју половина и броју жлебова нпр. мотор са 14 половина и 12 жлебова означава се као *12S14P*.



Слика 2.5 Основне компоненте електромотора

Илустрација електромотора са спољашњим ротором и са 14 половина и 12 жлебова (лево), начини повезивања фазних намотаја (десно).

Основне величине електромотора из аспекта његове примене као погонско средство су његова снага (P), број обртаја (n) тј. угаона брзина (ω) и обртни момент (T). Треба разликовати механичке величине на вратило мотора (ознаке са индексом m) и електричне величине унутар електричне машине (ознаке са индексом e). Тако

на пример, број обртаја вратила електромотора зависи од броја обртаја тј. фреквенције обртног магнетног поља (f_e) и од броја парова полова (двополови) електромотора ($N_p = \text{број полова} / 2$) и може се приказати преко релације:

$$\omega_m = \frac{\omega_e}{N_p} = \frac{2\pi \cdot f_e}{N_p} \left[\frac{\text{rad}}{\text{s}} \right] \Rightarrow n_m = \frac{60 f_e}{N_p} \left[\frac{\text{о}}{\text{min}} \right]. \quad (2.1)$$

Преко познатог обрасца за снагу ($P = T \omega$) лако је закључити да ће за мотор исте снаге морати да се одабере већи број обртаја или већи обртни момент. Како је степен редукције већи код мотора са већим бројем полова и са обзиром да је могуће сместити више магнетних полова код мотора са спољашњим ротором намеће се да ће ови мотори бити погоднији за примену када је потребан већи обртни момент док ће у случајевима када је потребнија брзина бити погоднији мотори са унутрашњим ротором. Наравно проблем брзине се може решити и повећањем фреквенције међутим то значајно подиже цену електронског контролера мотора. Такође треба имати у виду и да постављање превеликог броја магнетних полова може довести до неповољног цурења магнетног флукса.

Према [143] оквирно одређивање габарита мотора може се урадити на основу обрасца:

$$T = kD^2L \quad (2.2)$$

где је: k - нека константа, D - пречник мотора, L - аксијална дужина ротора а T - обртни момент. Пречник учествује са квадратом због његовог удела у моменту као и због претходно наведене могућности постављања више полова.

Електрични губици код BLDC мотора

Као што је већ поменуто статор *BLDC* мотора изведен је фазним намотајима који су намотани у жлебовима неког феромагнетног материјала тј. другим речима, статор је сачињен од струјног и магнетног кола. Одавде, постоје губици везани за магнетно тј. за струјно коло. У погледу магнетног кола, снага губитака дели се на губитке услед вихорних струја (пропорционални су квадрату фреквенције) и услед хистерезиса (пропорционални су фреквенцији). Да би се смањили губици услед вихорних струја, магнетно коло се често формира слагањем танких феромагнетних лимова који су међусобно одвојени танким слојем електричне изолације.

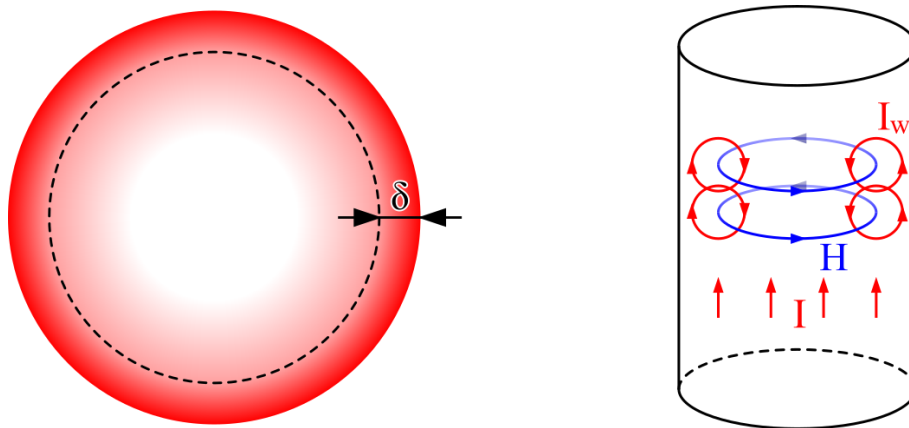
У погледу струјног кола, снага губитака последица је пре свега отпорности жице навојака као и губицима везаним за индуктивност намотаја (процуривање индуктивности између жлебова, променљива индуктивност кроз ваздушни зазор и сл.). Електрична отпорност проводника, за материјале као што је бакар, може се приказати следећом једначином:

$$R = \frac{\rho l}{A} \quad (2.3)$$

где је ρ отпорност материјала проводника у $[\Omega\text{m}]$, l је дужина проводника у $[\text{m}]$, а A попречни пресек проводника у $[\text{m}^2]$. Електрична отпорност металних материјала функција је температуре и њена линеарна зависност се може приказати обрасцем:

$$\rho(T) = \rho(T_0)[1 + \alpha(T - T_0)] \quad (2.4)$$

где T је температура, T_0 је базна температура а α је коефицијент топлотне отпорности. Уколико се замене вредности за бакар, његова електрична отпорност расте око 4% на сваких 10°C .



Слика 2.6 Површински ефекат проводника

Расподела протока струје и површинска дебљина (лево), циркулација вихорних струја као последица H поља (десно),

Преузето априла 2018. године са: https://en.wikipedia.org/wiki/Skin_effect

Како се код *BLDC* мотора користи наизменична струја као мана се јавља и површински ефекат (*skin effect*) проводника. Овај ефекат последица је вихорних струја унутар проводника које смањују проток кроз средишњи део проводника и концентришу га на површини (Слика 2.6). Проток струје од површине према средини смањује се експоненцијално. Ефективни отпор проводника већи је у слу-

чајевима виших фреквенција тј. повећањем учестаности струје “површинска дебљина” - δ (*skin depth*) кроз коју се врши већи део протока се смањује. Ово смањење могуће је описати следећим обрасцем:

$$\delta = \sqrt{\frac{2\rho}{\omega\mu_0\mu_r}} \sqrt{\sqrt{1 + (\rho\omega\varepsilon_0\varepsilon_r)^2} + \rho\omega\varepsilon_0\varepsilon_r} \quad (2.5)$$

где су:

ρ - електрична отпорност проводника,

$\omega = 2\pi f$ - угаона фреквенција (учестаност) струје,

μ_r - релативна магнетна пермеабилност проводника,

μ_0 - пермеабилност вакуума,

ε_r - релативна диелектричка пропустљивост материјала,

ε_0 - диелектрична пропустљивост вакуума.

При фреквенцијама струје нижим од $1/(\rho\varepsilon_r\varepsilon_0)$ (за бакарни проводник ово одговара вредности од око 10^{18} [Hz]) израз се може поједноставити и добија се следећи образац:

$$\delta = \sqrt{\frac{\rho}{\pi f \mu_0 \mu_r}} \approx 503 \sqrt{\frac{\rho}{\mu_r f}} \quad (2.6)$$

Као што је већ наглашено, број обртаја мотора у функцији је од фреквенције струје и броја двоуполова (јед.(2.1)). Из једначине (2.6) следи да се дебљина у којој се већински преноси проток струје, смањује повећањем фреквенције. Одавде за моторе са већим бројем двоуполова или са већим бројем обртаја користе се намотаји са више паралелних међусобно изолованих проводника чија ефективна дебљина одговара проводнику са већим попречним пресеком.

Ротор код *BLDC* мотора најчешће се изводи помоћу сталних магнета што омогућава рад мотора без губитака који су последица намотаја ротора тј. не постоји загревање услед губитака те није потребно хлађење ротора. Новији магнети садрже неодијум *Nd*, називају се ретким земаљским магнетима (*rare earth magnets*) и могу имати индуктивност и до 1.4 [T]. Одавде, могуће је конструисати ротор мањих димензија. Синхрони мотори са сталним магнетима имају већи степен корисног дејства од свих других електричних мотора док су њихове мане отежана промена флукса као и велика зависност параметара мотора од начина уградње магнета. Магнети могу бити уграђени на површини магнетског кола (*surface mount*) или у

унутрашњости (*interior magnet, buried magnet*). Површинска уградња магнета резултује мањом вредношћу индуктивности статора (око 1%) у поређењу са уградњом у унутрашњости (од 10% до 70%) и захтева већу комутациону фреквенцију транзисторских инвертора (преко 10 [kHz]) [141].

Остале губитке као што су ефекат близине проводника (*proximity effect*), утицај величине ваздушног зазора, дебљина и облик сталног магнета и сл. доста је компликованије описати и о њима као и о различитим шемама намотавања, повезивања и извођења синхроних електромотора се може више прочитати у [143, 141, 144].

Карактеристичне величине једносмерних мотора без четкица

Пошто циљ овог рада није пројектовање електромотора биће корисно представити неке, стандардизоване у пракси, вредности и коефицијенте које дефинишу њихово понашање и на основу којих се може вршити одабир мотора из каталога произвођача као и моделирање њиховог понашања. Најбитније од ових карактеристика су: брзинска константа мотора - K_V или rpm/V , електромоторна константа - K_e , константа обртног момента - K_T , константа мотора - K_M , унутрашња отпорност намотаја - R_0 , индукована електромоторна сила - E_{EMF} , јачина струје неоптерећеног мотора (празног хода) - I_0 итд.

Константа обртног момента K_T , дефинише колики ће се обртни момент T , добити за одређену јачину електричне струје мотора I :

$$K_T = \frac{T}{I}. \quad (2.7)$$

Константа мотора K_M , представља однос добијеног обртног момента и снага губитака $P_G = I^2 R$ у мотору и независна је од броја и типа намотаја те се често назива и константа ефикасности обртног момента мотора:

$$K_M = \frac{T}{\sqrt{I^2 R}} = \frac{K_T}{\sqrt{R}}. \quad (2.8)$$

Електромоторна константа или електрична константа K_e , указује на индуковану електромоторну силу у празном ходу U_{EMF} . Уместо ње, у пракси се чешће користи њена инверзна вредност тј. брзинска константа мотора K_V , која представља однос броја обртаја неоптерећеног мотора n , (најчешће дат у [o/min]) према електричном напону једносмерног напајања U (дат у [V]) (јед.(2.9)). Потребно је посебно нагласити да је напон који се узима у обзир једносмерни напон напајања

контролера (најчешће напон батерије) јер како је већ напоменуто ови мотори раде на наизменичну струју те је еквивалентан напон на самом мотору различит од напона напајања (за синусоидно напајање на пример, ефективна амплитуда напона је $U_{\text{EFF}} = U_{\text{PEAK}}/\sqrt{2}$) и зависи од начина повезивања фаза (за везу у троуглу еквивалентни напон једнак је ефективном (при чему је $I_{\text{EKV}} = I_{\text{EFF}}\sqrt{3}$) док је у случају звездастог чворишта, $U_{\text{EKV}} = U_{\text{EFF}}\sqrt{3}$ а $I_{\text{EKV}} = I_{\text{EFF}}$).

$$K_v = \frac{n}{U} = \frac{30}{K_T \pi}. \quad (2.9)$$

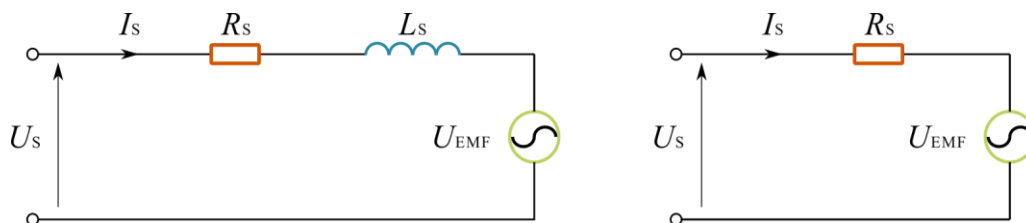
Индукована електромоторна сила (индуковани напон U_{EMF}) може се поједностављено представити релацијом:

$$U_{\text{EMF}} = B \cdot N \cdot L \cdot \frac{D \cdot n \cdot \pi}{30} \quad (2.10)$$

где је B магнетна индукција сталних магнета у [Т], N број навојака секције, L дужина статора у [m], D пречник статора у [m], а n број обртаја изражен у [o/min]. Одавде следи да је брзинска константа функција броја навојака, јачине магнета, типа наизменичне струје и начина везивања ($k = U_{\text{EMF}}/U$) као и димензија статора:

$$K_v = \frac{30k}{B \cdot N \cdot L \cdot D \cdot \pi} \quad (2.11)$$

Везе између дефинисаних као и остатак карактеристичних величина лакше је описати помоћу заменске шеме једног намотаја мотора за устаљена стања (Слика 2.7). На шеми се може уочити редна веза статорског напона U_s , индуковане електромоторне силе U_{EMF} , активне унутрашње отпорности намотаја R_s и реактансе намотаја $X_s = j\omega_s L_s$. Кроз коло тече струја јачине I_s .



Слика 2.7 Заменске шеме намотаја за устаљена стања

Приказане заменска шема (лево) и поједностављена заменска шема (десно) одговарају једном статорском намотају а важе и за цео статор у случајевима када је синхрона машина изотропна.

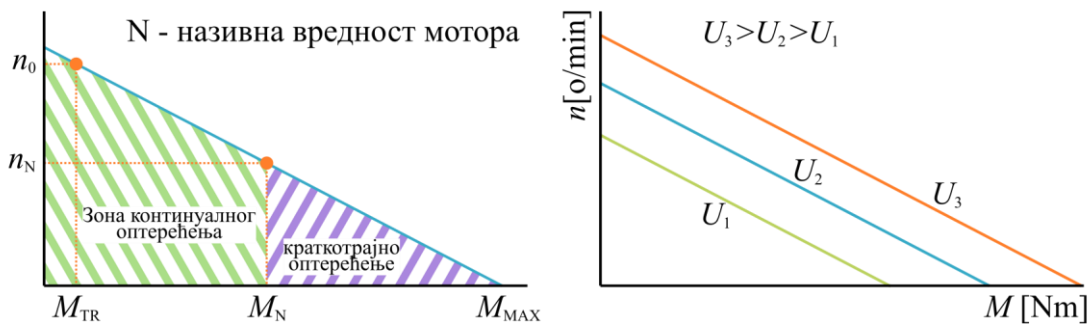
Применом другог Кирхофовог закона за поједностављену заменску шему може се добити:

$$U_S = U_{EMF} + R_S I_S. \quad (2.12)$$

Комбиновањем једначина (2.9) и (2.12) добија се следећа релација:

$$n = (U - R_S I_S) K_V \quad (2.13)$$

Овај израз изведен је имајући у виду да се у случају одређивања брзинске константе K_V , индукована електромоторна сила U_{EMF} може узети као једнака напону U_S што у случају разматрања заменске шеме неће важити тј. важиће само уколико мотор нема никакву унутрашњу отпорност или уколико кроз намотај не тече струја. Образац (2.13) представља једну од основних карактеристика реалних мотора и указује на зависност броја обртаја реалних мотора од унутрашње отпорности намотаја и од јачине струје кроз намотаје а не само напона и K_V . Унутрашња отпорност намотаја последица је електричне отпорности проводника од којих су израђени намотаји и њихово понашање дефинисано је једначинама (2.3) и (2.4). Када се посматра укупна унутрашња отпорност мотора (она која се мери на крајевима намотаја) мора се узети у обзир и начин везивања фазних намотаја мотора. У случају звездастог чворишта измерена вредност отпорности представља серијска веза две отпорности тј. измерена отпорност биће $R_M = 2R_S$. У случају троугаоног (делта) чворишта отпорност ће бити $R_M = (2/3)R_S$.



Слика 2.8 Моментно брзинска карактеристика мотора

Области континуалног рада мотора и могућег краткотрајног рада (лево).

Карактеристике за различите напоне тј. при различитом “гасу” мотора (десно).

За фиксирану вредност напона из обрасца (2.13) може се видети да ће повећањем оптерећења мотора (расте јачина струје кроз намотаје) број обртаја опадати линеарно са градијентом који зависи од унутрашње отпорности (Слика 2.8). За моторе са суперпроводним материјалима унутрашња отпорност не постоји па број

обртаја неће опадати са повећањем оптерећења. Максимални обртни момент (*stall*) на вратилу мотора одговараће случају када је број обртаја једнак нули што је за очекивати. Са друге стране максимални број обртаја требало би да одговара случају када не постоји проток струје кроз намотаје међутим у пракси ово никад није случај тј. у мотору ће увек постојати нека јачина електричне струје која мора да створи обртни момент који је једнак негативном обртном моменту који је у највећој мери последица трења у лежајевима мотора. Ова струја назива се струја празног хода I_0 (*idle current*). Јачина струје празног хода I_0 , скоро увек се даје од стране произвођача мотора при чему треба имати у виду да ће њена вредност да се мења у зависности од коришћеног напона и броја обртаја мотора. Корисно је зато да се уради више испитивања јачине струје при различитим напонима и бројевима обртаја неоптерећеног мотора како би се утврдила зависност, при чему треба имати у виду да су одступања најчешће мала па је за иницијалне прорачуне задовољавајуће користити само дато I_0 . Ова струја може указати такође и на минимални напон који је неопходан да би се покренуо мотор. Осим минималном јачином струје, електромотори дефинисани су и називном снагом (снага мотора на којој мотор може да ради континуално тј. неограничено време) и снагом мотора на којој мотор може да ради у кратким временским интервалима (*power burst*) а да не дође до оштећења мотора, (Слика 2.8). Снага краткотрајног оптерећења (*burst* мотора) најчешће је око 150% до 200% од називне снаге, док је време рада под овим оптерећењем најчешће дефинисано од стране произвођача са вредностима од 10, 15, 30 или 60 секунди.

Снага и ефикасност једносмерних мотора без четкица

Као што је већ поменуто код електричних машина постоје разлике између механичких и електричних величина. Одавде, у случају снаге електромотора, постоји електрична снага која је производ напона и јачине електричне струје $P_E = UI$, као и механичка снага која је производ обртног момента и броја обртаја $P_M = T\omega = K_T I\omega$. Множењем једначине (2.12) са јачином струје I добија се:

$$UI = U_{EMF}I + I^2R = \frac{n}{K_V}I + I^2R \quad (2.14)$$

тј. приказано преко снага и имајући у виду релацију (2.9) и да је $\omega = n \cdot 2\pi/60$:

$$P_E = P_M + I^2R \quad (2.15)$$

где I^2R представља снага губитака мотора. Имајући у виду да се користан обртни момент неће стварати са струјама испод струје празног хода I_0 , реалистичнији обртни момент мотора може се изразити као:

$$T = K_T(I - I_0) = \frac{30}{K_V\pi}(I - I_0). \quad (2.16)$$

Из образаца (2.13) и (2.16) може се извести погоднији израз за механичку снагу који уврштава и струју празног хода те више одговара реалном понашању мотора:

$$P_M = (U - IR)(I - I_0). \quad (2.17)$$

Ефикасност *BLDC* мотора η , најчешће се одређује преко односа механичке наспрам електричне снаге:

$$\eta = \frac{P_M}{P_E} = \frac{(U - IR)(I - I_0)}{UI}. \quad (2.18)$$

Уколико се изврши диференцирање ефикасности из (2.18) према јачини струје I добија се:

$$\frac{d\eta}{dI} = \frac{I_0U - I^2R}{I^2U}. \quad (2.19)$$

Одавде може се одредити номинална јачина електричне струје $I_{\text{НОМ}}$ при којој је максимална ефикасност мотора:

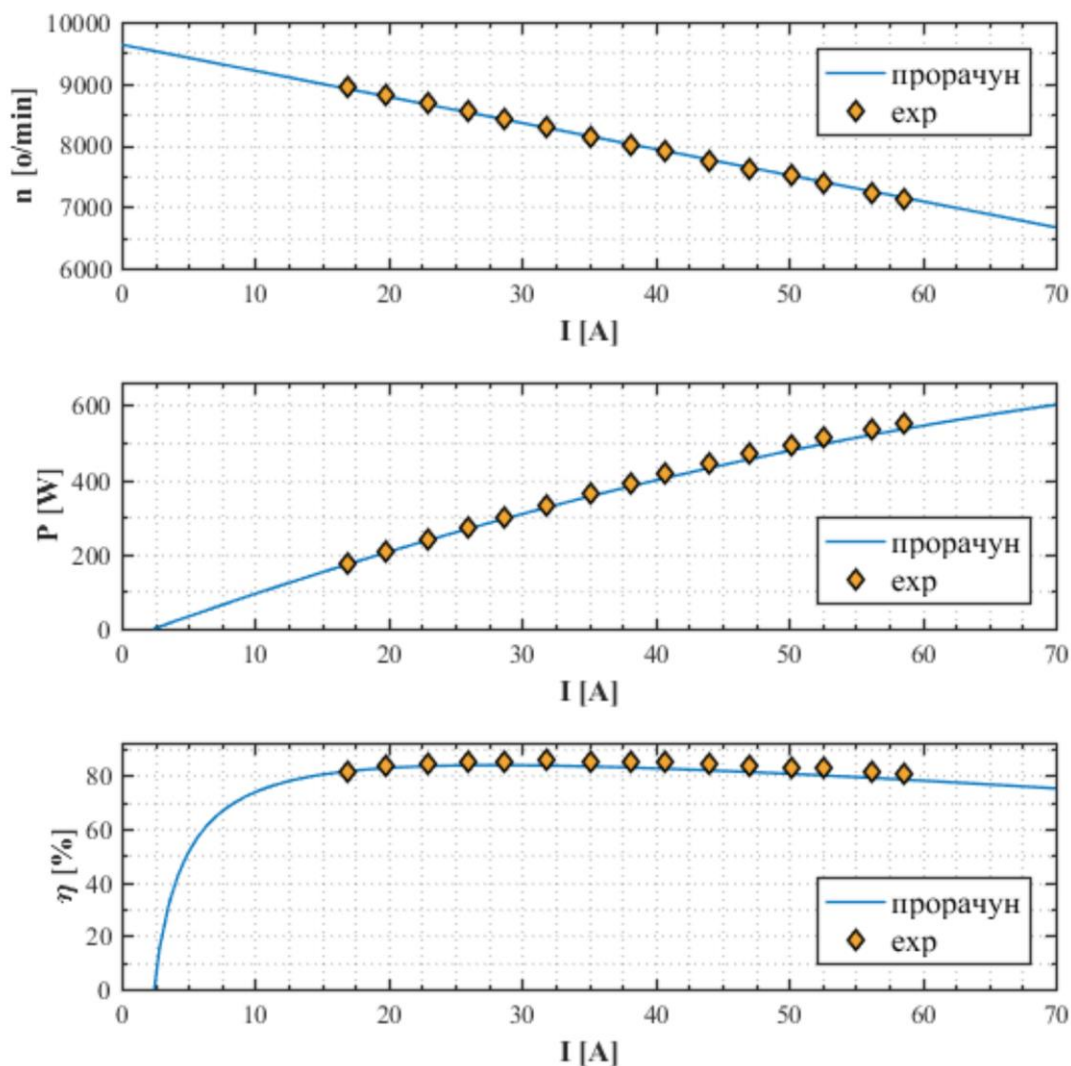
$$\frac{d\eta}{dI} = 0 \Rightarrow I_{\text{НОМ}} = \sqrt{\frac{UI_0}{R}}. \quad (2.20)$$

На сличан начин из (2.17) може се одредити јачина струје $I_{\text{РЕАК}}$ која одговара максималној снази (*peak*) мотора:

$$\frac{dP_M}{dI} = U - 2IR + I_0R \Rightarrow I_{\text{РЕАК}} = \frac{U + RI_0}{2R} \quad (2.21)$$

Размотримо *BLDC* мотор Orbit 30-10 произвођача Plettenberg. Према каталошким подацима ово је мотор са 10 намотаја, 10 полова, спољашњег пречника $\varnothing 45$ mm, дужине 63.5 mm и тежине 305 gr. Дата брзинска константа мотора је $K_V = 780$ o/min међутим реална вредност је мања и одређена је као $K_V = 750$ o/min, док је отпорност одређена као $R = 0.036 \Omega$ а струја празног хода $I_0 = 2.4$ A. Препоручено напајање мотора је од 3 до 7 серијски повезаних литијумских батерија тј. напоном од 11.1 до 25.9 V. Прорачунате су карактеристике мотора у случају када је напајан са 12.6 V (при чему је узет у обзир и пад напона од 1 V у посматраном распону

оптерећења у складу са експерименталним подацима), након чега су добијене вредности поређене са експерименталним резултатима датим од стране произвођача (Слика 2.9). Пошто нису узете у обзир карактеристике контролера мотора као ни динамичко понашање отпорности (промена отпорности променом режима) прорачунске вредности благо одступају од експерименталних нарочито у зони већег оптерећења мотора.



Слика 2.9 Поређење прорачунских и експерименталних вредности
Дате карактеристике су за мотор Orbit 30-10 произвођача Plettenberg.

Једначинама (2.17) - (2.21) могу се одредити и вредности максималне ефикасности и максималне снаге мотора. Максимална ефикасност овог мотора за напон 12.6 V биће $\eta = 84.91 \%$ при оптерећењу које одговара јачини струје $I_{\text{НОМ}} = 28.01 \text{ A}$. Максимална снага пак за исти напон одговараће јачини струје од $I_{\text{РЕАК}} = 179.47 \text{ A}$ и

износи $P_{\text{MAX}}=1313 \text{ W}$. Треба напоменути да је ово теоријска максимална снага која мотор неће моћи да оствари или ће моћи само краткотрајно (*power burst*) пре него што дође до прегревања и оштећења мотора.

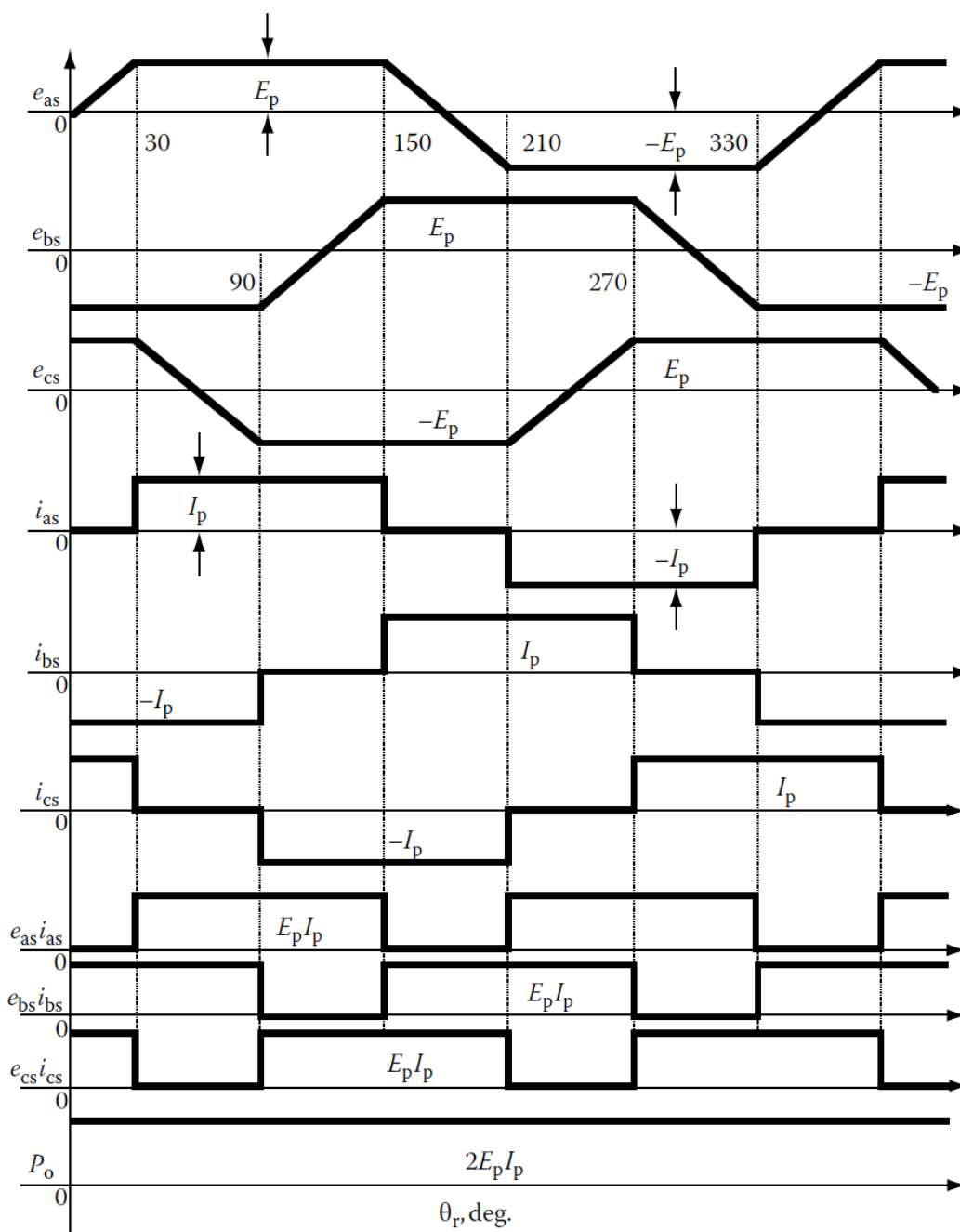
Приказана методологија одређивања карактеристика електромотора је поједностављена за употребу у иницијалном оптимизационом процесу. У Прилогу 1 (10.1) дат је поједностављен модел електромотора другог реда који може боље да ухвати понашање мотора нарочито при већим оптерећењима, међутим за чије потребе је потребно више података о мотору које произвођачи мотора не снабдевају и до којих се може доћи једино експерименталним испитивањем. Оба ова модела су поједностављена и не узимају у обзир индуктивност (импеданса) намотаја које узрокује губитке при већим бројевима обртаја, као ни магнетно засићење и ефекат демагнетизације магнета при већим оптерећењима мотора. Такође овим моделом изузети су сви остали губици осим губитака у намотајима статора (I^2R). Са аспекта управљања и интеграције неопходно је размотрити механичке карактеристике мотора (момент инерције ротора, пригушење услед трења и сл.).

2.2 Контролер *BLDC* мотора

Као што је већ поменуто да би електромотор могао да ради на једносмерну струју неопходно је извршити комутацију електромагнетног поља тј. користити комутатор. Развојем технологије полупроводника и транзистора 1950-их година створена је могућност да се механички комутатор (са четкицама) замени електронским. Неке од предности ових комутатора (као што је непостојање трења, смањена бука и сл.) су јасно уочљиве и већ поменуте у претходном тексту. Њихове мане су пре свега комплексност и цена.

Према облику индуковане електромоторне силе синхрони мотори могу бити са синусоидним или трапезним обликом. *BLDC* мотори због начина намотавања имају трапезну индуковану електромоторну силу (Слика 2.10) што им омогућава да имају 15.4% већу густину снаге због чињенице да је однос средње вредности јачине струје наспрам максималне код ових мотора повољнији него код оних са синусоидним обликом [145]. Предност им је и једноставније извођење контролера док им је мана чињеница да је тренутни скок јачине струје у намотајима (Слика 2.10) у реалности немогуће извести па ће доћи до пулсација (наборавање) обртног

момента што је код мотора са синусоидним обликом присутно у значајно мањој мери.



Слика 2.10 Таласни облици и комутација струје *BLDC* мотора [145]

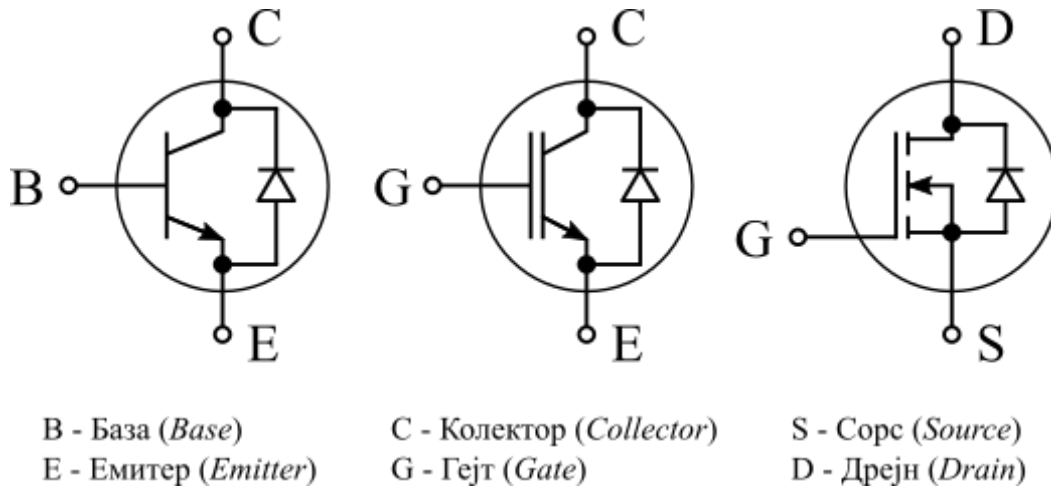
На апсциси је приказан угао електромагнетног поља у односу на почетни положај (један електрични циклус тј. пола механичког обртаја мотора) док су на ординати приказани индукована електромоторна сила, јачина струје и снага сваког од фазних намотаја.

Остваривање континуалне снаге код мотора са трапезним обликом (*BLDC*) могуће је остварити са дискретним довођењем струје на два намотаја у једном тренутку (за разлику од синусоидних где је неопходно довести синусоидни сигнал на сва три намотаја) што чини контролере значајно мање комплексним.

Као што се може видети (Слика 2.10) за један електрични циклус (пола механичког обртаја) потребно је да се на намотаје мотора шест пута промени поларизација струје (сваких 60°). Да би се прецизно одредио тренутак промене поларизације струје тј. да би се извршила синхронизација рада мотора, неопходно је познавање положаја ротора мотора. Из овог разлога код ових мотора често се користе сензори за одређивање позиције ротора. Најчешће коришћени сензори су *Hall* сензори, оптички енкодери и резолвери при чему се резолвери и оптички енкодери користе када је потребна детаљнија информација о положају мотора. Резолвери и апсолутни енкодери дају прецизан податак о апсолутној позицији ротора (примена у прецизној техници - нумерички управљане машине и сл.). Ови сензори су комплекснији и скупљи па уколико њихова употреба није неопходна, користе се *Hall* сензори чија примена је знатно једноставнија. *Hall* сензори су електромагнетни сензори који користе *Hall*-ов ефекат и који затварају или отварају струјно поље када су постављени у магнетном пољу одређене јачине. Код трофазних мотора три оваква сензора постављају се на статору мотора са међусобним одстојањем од 60° или 120° . Како би се смањила цена код *BLDC* мотора који се најчешће примењују код *RC (Remote Control)* и мањих беспилотних летелица ретко се користе сензори позиције већ се за одређивање положаја ротора користи индукована електромоторна сила у намотају који се у том тренутку не напаја. Ови мотори називају се *BLDC* мотори без сензора (енг. *sensorless BLDC*).

Комутација тј. нагла промена поларизације струје у намотајима обавља се помоћу прекидачких транзистора. Помоћу њих и диода креира се прекидачко коло (линеарна зависност полупроводничких елемената се изузетно ретко користи) које контролише струју у намотајима помоћу контроле радним циклусом (*duty cycle control*) тј. транзистори се отварају и затварају великом брзином и однос времена затворености тј. отворености регулише јачину струје. Брзина отварања и затварања транзистора код *BLDC* мотора је реда величине од 10 до 20 kHz те се из овог разлога могу користити биполарни транзистори *BJT (Bipolar Junction Transistor)* а у новије

време биполарни транзистори са изолованим гејтом *IGBT* (*Insulated Gate Bipolar Transistor*) и транзистори са ефектом поља, *MOSFET* (*Metal-Oxide-Semiconductor Field-Effect Transistor*)(Слика 2.11). Највећу фреквенцију прекидања имају *MOSFET* транзистори (од 30kHz па до 1MHz) а за мале напоне могу имати и изузетно ниску отпорност (код *MOSFET*-а који раде са напонима испод 100V отпорност може бити и 1 mΩ) па су постали стандард у примени код мотора малих снага. Мада се ови транзистори могу користити и за моторе који раде на већим напонима услед чињенице да њихова отпорност у провођењу расте повећањем напона ($R \sim U^{2.5}$) код њих се чешће користе *IGBT* транзистори који су комбинација *MOSFET* и *BJT*. Једна од предности *MOSFET*а је и што се понаша као отпорник приликом провођења па се може користити и као сензор јачине струје што омогућава смањење броја сензора у погонском колу. Укључење и искључење врши се променом напона на његовој управљачкој електроди - гејту (Слика 2.11) а карактерише их вредност најнижег напона на којем могу да раде (V_{GS}), највећег дозвољеног напона (V_{DS}) као и променљива отпорност (отпорност се смањује повећањем напона). Транзистори могу ефикасно да проводе струју само у једном смеру те се из тог разлога паралелно са транзистором снаге повезује снажна полупроводничка диода.

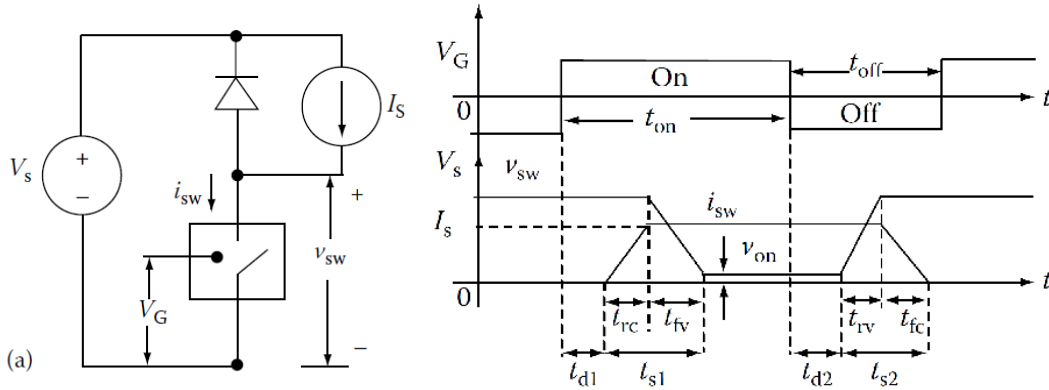


Слика 2.11 Ознаке прекидачких елемената

BJT транзистор (лево), *IGBT* транзистор (средина), *MOSFET* транзистор (десно)

Радам транзистора у само два стања (укључено – искључено) смањују се губици провођења (када је транзистор укључен пад напона је близак нули а када је искључен јачина струје која пролази кроз њега је блиска нули тј. производ $UI \approx 0$). Губици услед провођења значајнији су само када транзистор прелази из једног у

друго стање. Други тип губитака који се јавља код транзистора као прекидачких елемената су прекидачки губици (енг. *switching losses*). Ови губици пропорционални су фреквенцији прекидања као и транзиционим временима промена прекидачких стања. [146]



Слика 2.12 Прекидачко коло и прекидачки таласни облици
Прекидачко коло (лево) и таласни облици карактеристика транзисторског прекидачког елемента (десно). Слика је преузета из [145].

Снага изгубљена услед провођења код транзисторских прекидача се може приказати једначином:

$$P_{SC} = U_{ON} I_s \frac{t_{ON}}{t_{ON} + t_{OFF}} = U_{ON} I_s d = I_s^2 R_{DS} d . \quad (2.22)$$

Где су t_{ON} и t_{OFF} време трајања укљученог тј. искљученог стања транзистора а d се назива модулатиони индекс или радни циклус (енг. *duty cycle*) прекидача и може имати вредности од 0 до 1. R_{DS} је отпорност између дрејна и сорса (Слика 2.11).

Снага губитака услед прекидања може се приказати као:

$$P_{SW} = \frac{1}{2} U_s I_s \frac{t_{S1} + t_{S2}}{t_C} = \frac{1}{2} U_s I_s f_C t_S . \quad (2.23)$$

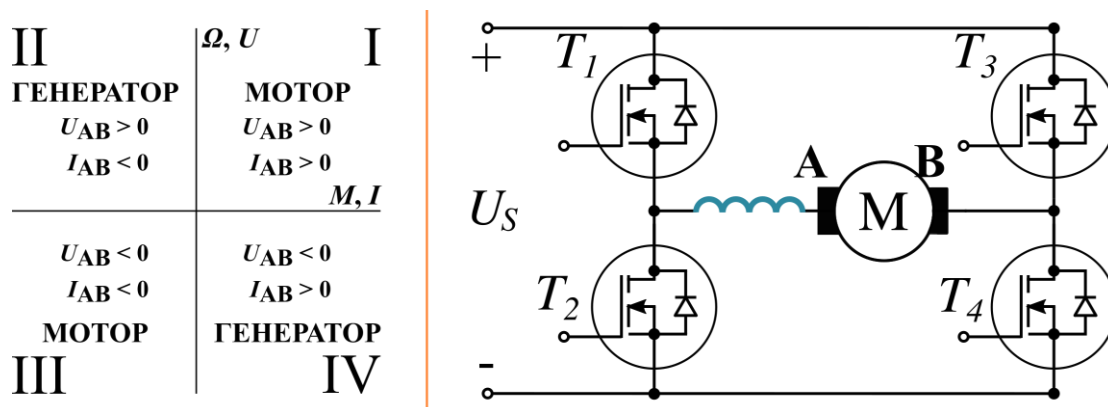
Где су $t_S = (t_{S1} + t_{S2})$, $t_C = (t_{ON} + t_{OFF})$ и $f_C = (1/t_C)$ укупно време трајања процеса прекидања, време трајања једног прекидачког циклуса и фреквенција прекидања (позната и као PWM фреквенција) респективно.

Може се уочити да су губици услед провођења доминантни при нижим фреквенцијама прекидања док су прекидачки губици доминантни при вишим фреквенцијама рада транзистора. Такође при нижим напонима (*BLDC* мотори најчешће раде напајањима чији је напон мањи од 230 V) губици услед провођења биће зна-

чајно већи од прекидачких те се прекидачки губици могу занемарити при разматрању контролера [145]. Ово ће важити нарочито уколико се претпостави да је укупно време прекидања релативно кратко у односу на цео циклус (МОСФЕТ транзистори при нижим фреквенција) као и уколико мотори раде при нижим напонима (*BLDC* мотори мање снаге ($< 1 \text{ kW}$) најчешће се напајају напонима испод 50 V). Треба напоменути и да ће прекидачки губици бити израженији при мањим радним циклусима тј. када мотор ради са делимичном снагом.¹

Квадранти у $M-\Omega$ и $U-I$ дијаграмима и топологија енергетског претварача

Електричне машине могу радити у два основна мода, као мотор или као генератор међутим у зависности од примене и електромотор ће у одређеним ситуацијама морати да ради као генератор тј. да пружи силу кочења током рада. Често је потребно и да електромотори омогуће рад у оба смера обртања. На пример, када се примењују код нумерички управљаних машина, *BLDC* мотори морају да омогуће рад у оба смера као и убрзавање и успоравање кретања оса (приликом успоравања електрично поље мора да се супроставља кретању). Сви могући режими рада мотора приказују се најчешће преко $M-\Omega$ тј. $U-I$ дијаграма (Слика 2.13).

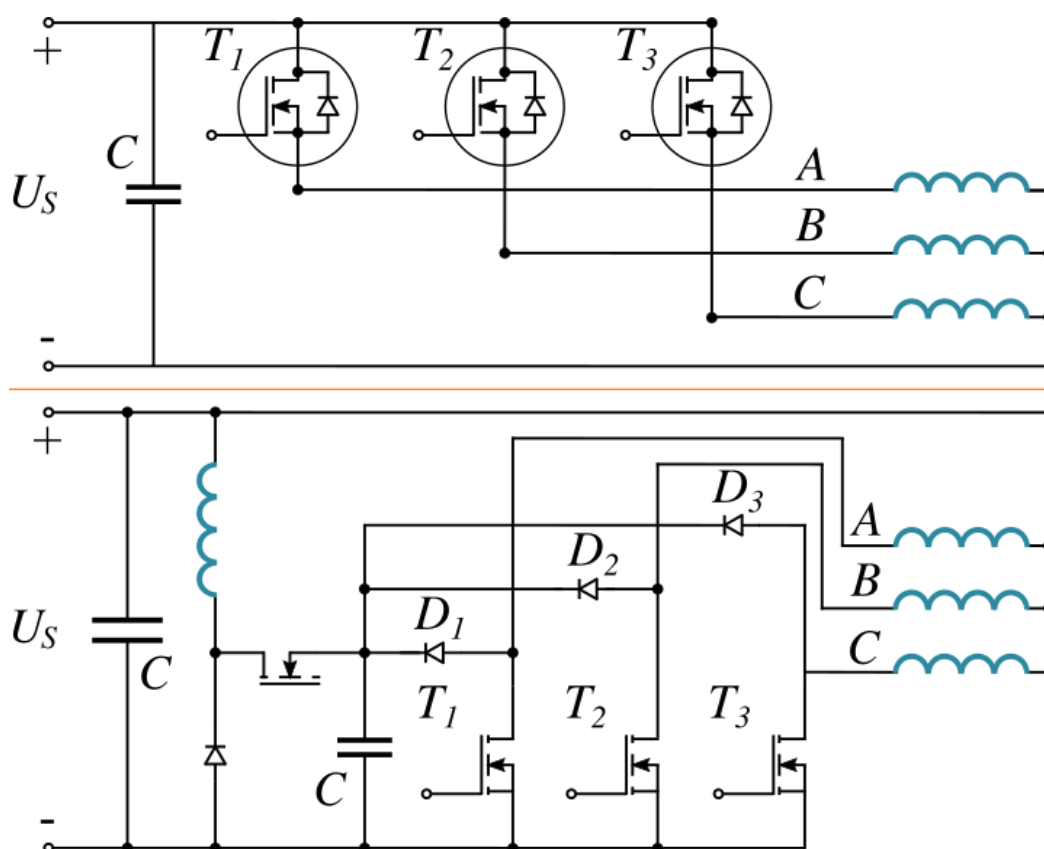


Слика 2.13 Квадранти $U-I$ дијаграма и X прекидачки мост
 Четири квадранта са могућим режимима рада *BLDC* мотора (лево) и X мост (*H Bridge*) топологија претварача за напајање једног намотаја *BLDC* мотора (десно)

Како би се омогућио рад мотора у свим квадрантима $U-I$ дијаграма потребно је поларизовати намотаје тако да се омогући проток струје у оба смера. Из овог разлога постоји неколико топологија претварача за напајање једносмерне машине.

¹ *Duty* циклус је детаљније описан у одељку за ширинско импулсну модулацију

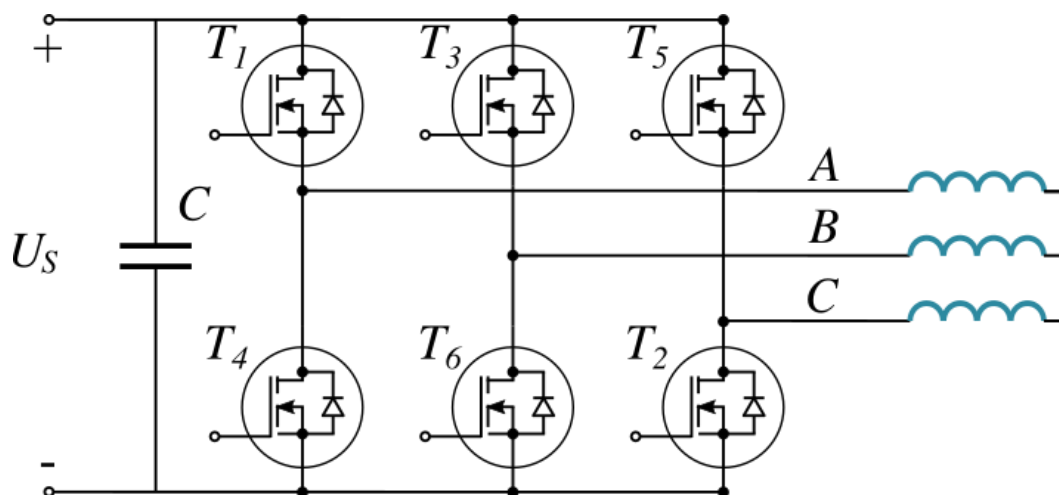
На слици 2.13 (десно) приказан је *H* прекидачки мост (енг. *H Bridge*) за један намотај мотора. Применом ове топологије могуће је остварити рад мотора у сва четири квадранта. Контрола кашњења је потребна код ове топологије како би се онемогућило истовремено паљење два прекидача из исте гране моста (кратко спајање намотаја). Пошто је потребан већи број прекидачких елемената (по четири за сваки намотај), најчешће се користе код једнофазних или двофазних *BLDC* мотора. Друга могућа топологија претварача је конфигурација пола моста (енг. *Half Bridge*) (Слика 2.14). Предност ове топологије је што се користе само три прекидачка елемента што смањује цену и комплексност контроле међутим ретко се користе јер имају велику валовитост струје и мало искоришћење намотаја (кроз намотај тече струја само 1/3 времена). Такође, не пружају могућност негативне поларизације намотаја па је искоришћен само позитивни полуциклус за стварање обртног момента. Користе се само код мотора са малом снагом где је битна цена а не и квалитетан обртни момент мотора.



Слика 2.14 Топологија пола моста и топологија *C-dump*

Приказане су *Half Bridge* топологија (горе) као и *C-Dump* топологија (доле) за мотор повезан у звезду.

Најчешће коришћена топологија је топологија пуног моста (енг. *Full-Bridge*), (Слика 2.15). Код ове топологије шест прекидачких елемената се користе за остваривање комутације мотора. Ова топологија се може користити у двофазном и трофазном моду (све време се напајају две тј. три фазе следствено). Принцип рада и комутације поменут у претходном делу поглавља одговара двофазном моду рада контролера. Пошто се, као што је већ поменуто, са овим принципом рада смер струје мења шест пута током једног циклуса ова топологија омогућава малу валовитост обртног момента. За разлику од двофазног мода где кроз намотај тече струја 120° , код трофазног мода три прекидачка елемента су увек укључена тј. сва три намотаја су све време под напоном. Трофазни мод омогућава бољу искоришћеност намотаја као и мању валовитост обртног момента међутим и већу опасност од истовременог паљења два прекидачка елемента из истог моста (кратак спој на намотају) као и немогућност извођења контролера без сензора. *C-Dump* топологија (Слика 2.14) представља нека врста компромиса између *Half Bridge* и *Full Bridge* топологија. Код ове топологије користи се мањи број прекидачких елемената (четири) у односу на *Full Bridge* за погоњење трофазног мотора међутим са израженијом валовитошћу обртног момента. Осим ових постоји још неколико топологија у примени (*Four Switch* итд.) као и топологије у којима се примењују тиристорни. Више о разним принципима и топологијама извођења контролера се може наћи у [147, 148, 145].



Слика 2.15 *Full Bridge* топологија енергетског прекидача

Приказана је топологија за мотор са намотајима везаним у звезда конфигурацији

Ширинско импулсна модулација (Pulse Width Modulation)

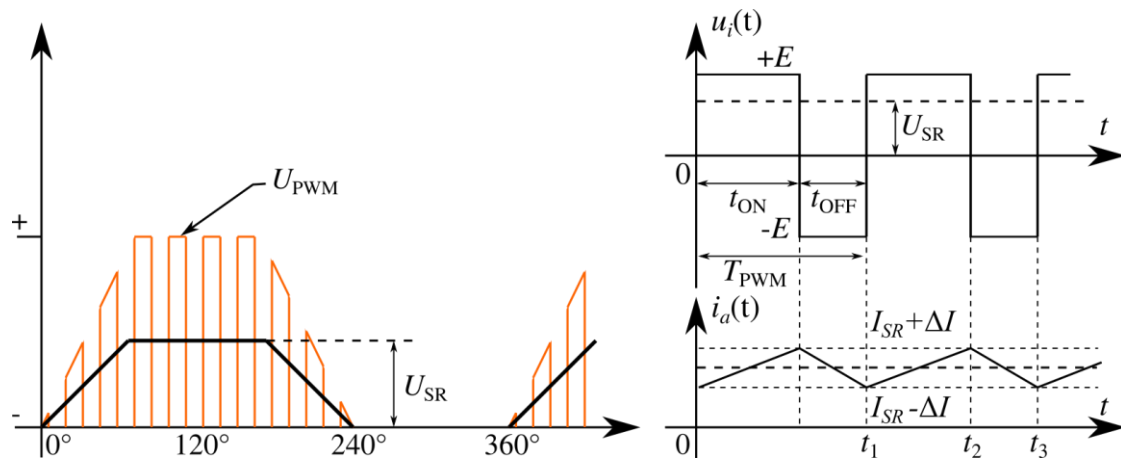
Из поглавља 2.1.1 може се видети да се број обртаја електромотора контролише напонем који се доводи на његове намотаје. Пошто су ови мотори, како је већ неколико пута поменуто, намењени за рад на једносмерну струју (напонски извори (батерије) скоро увек чувају једносмерну струју и имају константан напон) није могуће користити трансформаторе за регулацију напона (који би свакако били неприменљиви за примену у ваздухопловству због њихових габарита). Постоји неколико начина регулације напона код једносмерних струја од којих је вероватно најједноставнији реостатски приступ тј. регулација напона серијским повезивањем отпорника чија отпорност се може регулисати. Као што је већ поменуто и сам намотај мотора има своју отпорност (мада изузетно малу) која доводи до пада напона у намотају ($\Delta U_s = R_s I_s$). На сличан начин повезивањем променљивог отпорника може се генерисати жељени пад напона ΔU . Овај начин регулације напона је изузетно неефикасан јер је генерисани пад напона у суштини губитак снаге услед Џуловог ефекта у отпорнику тј. пад напона последица је генерисања топлоте унутар отпорника ($P_G = \Delta UI = RI^2$). Овим принципом у случајевима када мотор треба да ради са десет процената номиналне снаге следиће да ће 90% укупне снаге бити топлотни губици.

Из овог разлога, као и чињенице да се контролери свакако изводе прекидачким елементима изузетно је погодно користити њих за регулацију напона напајања мотора. Већ је приказана могућност промене поларизације напона ($+U$, $-U$) на намотајима мотора укључивањем и искључивањем прекидачких елемената применом неколико различитих топологија. Остваривање делимичног напона на намотајима могуће је смењивањем прекидачких стања великом брзином које се пак може добити слањем поворке импулса променљивих ширина. Промену средње вредности напона, дакле, могуће је остварити континуалном променом ширине импулса (време трајања укљученог тј. искљученог стања прекидачких елемената). Овај принцип назива се ширинско импулсна модулација (енг. *Pulse Width Modulation - PWM*) и представља најчешће коришћен метод регулације једносмерног напона код електромотора.

Код ширинско импулсне модулације транзисторски прекидачи углавном мењају своје стање са одређеном фреквенцијом прекидања $f_c = 1 / T_c$. Транзисторски прекидач приликом укљученог стања (са временом трајања t_{ON}) поларизује намотај са напоном U_s . Током искљученог стања (t_{OFF}) поларизује намотај са напоном $-U_s$ (у зависности од топологије прекидача може бити и 0). Може се показати да ће средња вредност напона U_{SR} бити пропорционална ширини импулса t_{ON} :

$$U_{SR} = \frac{1}{T_c} \int_0^{T_c} u_i(t) dt = \frac{2t_{ON} - T_c}{T_c} U_s. \quad (2.24)$$

Дакле, континуалном променом ширине импулса у опсегу $0 < t_{ON} < T_c$ може се подешавати жељени средњи напон са вредностима од $-U_s$ до U_s . Треба напоменути да овај извор није идентичан идеалном напонском извору са сталним напоном U_{SR} , међутим уколико је фреквенција прекидања f_c довољно велика ($> 10 \text{ kHz}$) наизменична компонента напонских импулса се може занемарити [141]. Могуће је такође и модулисати дати *PWM* сигнал тако да средњи напон на излазу прекидача одговара одређеном наизменичном напону (синусоидни, трапезни и сл.) у којем случају је пожељно да фреквенција прекидања буде бар 10 пута већа од фреквенције наизменичног напона [146]. Погодно је и уколико је изводљиво да фреквенција прекидања буде преко 20 kHz како би се изашло ван слушног опсега.



Слика 2.16 Ширинско импулсни сигнал напона и валовитост струје
Ширинско импулсни сигнал трапезоидно модулисаног напона (лево) и валовитост струје као последица ширинско импулног сигнала (десно).

Због наглих промена напона ($+U_s, -U_s$) на намотајима мотора као последица ширинско импулсне модулације прекидачких елемената, режим мотора се више не

може посматрати као идеално устаљени (бар не у току једне комутације) чак и уколико се прекидачки елементи посматрају као идеални. Промена струје по времену може се представити једначином:

$$\frac{dI_s}{dt} = \frac{1}{L_A} (U_s - R_s I_s - U_{EMF}) \approx \frac{1}{L_A} (U_s - U_{EMF}). \quad (2.25)$$

У тренутку укључивања прекидача намотај се поларизује напоном $+U_s$ при чему је напон на крајевима намотаја већи од електромоторне силе што проузрукује пораст јачине струје која тече кроз намотаје. Након одређеног t_{ON} времена прекидачки елемент мења поларизацију на крајевима намотаја ($-U_s$) што доводи до веће електромоторне силе тј. до промене знака у једначини 2.25 тј. јачина струје почиње да опада. У устаљеном режиму рада мотора максималне и минималне вредности I_s ће се понављати тј. циклус ће имати хармонијски карактер. Ове промене доводе до валовитости јачине струје око неке средње вредности I_{SR} (Слика 2.16). Посматрајући преко односа ширине позитивног импулса и периоде осциловања тј. индекса модулације (*duty cycle*) $d = t_{ON} / T_C$, средњи напон и валовитост струје се могу приказати као:

$$U_{SR} = U_s(2d - 1) \text{ тј. } \Delta I = \frac{T_C U_s}{L_A} (d - d^2). \quad (2.26)$$

Може се показати да ће валовитост струје имати највећу вредност када је $d = 0.5$. Треба напоменути да претходно наведени обрасци важе за случај када се намотаји поларизују са $+U_s$ и $-U_s$ (енг. *hard chopping*) док ће у случајевима када се крајеви намотаја поларизују са $+U_s$ и 0 V (енг. *soft chopping*) важити:

$$U_{SR} = d \cdot U_s \text{ тј. } \Delta I = \frac{T_C U_s}{2L_A} (d - d^2). \quad (2.27)$$

Осим овде приказане основне методологије регулисања рада мотора применом ширинско импулсне модулације постоји доста примера других метода као и значајно комплекснијих модела *PWM* чији је циљ ефикаснија контрола мотора са смањеном валовитошћу јачине струје а тим и боље карактеристике обртног момента мотора од којих су неки дати у [145, 149, 150, 151]. Тренутно се на тржишту може наћи и велики број микроконтролера намењени *PWM* контроли мотора [152, 153].

Стартовање и заостајање ротора BLDC мотора

Као што је већ поменуто потребно је да контролер у сваком тренутку зна позицију ротора у односу на статор како би могла да се изврши комутација електричног поља. Код мотора са сензорима, сензор обавља ту функцију док код мотора без сензора то се обавља мерењем индуковане електромоторне силе у ненапајаном намотају. И код једних и код других, почетни положај мотора (док ротор стоји) није могуће прецизно одредити. Један од начина покретања мотора је да се пре него што се мотор покрене исти доведе у одређени положај довођењем струје на један намотај (користе се жљебови статора и магнетни полови) и на тај начин се изврши поравнање статора и ротора мотора.

Код мотора без икаквог мерења позиције (без сензора и без мерења електромоторне силе), након поравнања, контролер покрене мотор ширинско импулсно модулисаним трофазним трапезоидним сигналом са растућим напонем и фреквенцијом. Пошто контролер нема податак о позицији услед већег оптерећења или слично, може доћи до прескакања ротора при чему може уследити блокирање мотора а да се притом контролер понаша као да се мотор обрће жељеном брзином.

Код мотора са мерењем позиције, контролер има податак о тренутку преласка трапезоидног сигнала кроз нулу (Слика 2.10) (ова вредност не мора да буде и физички нула). Као што се може видети, ова вредност се код трапезоидног сигнала јавља 30° након $+U_s$ или $-U_s$. Приликом устаљеног рада, уколико се пролазак кроз нулу (енг. *zero crossing*) јави пре или после 30° , контролер зна да треба да повећа или смањи фреквенцију. Приликом рада са већим оптерећењима или приликом стартовања мотора међутим, због оптерећења и индуктивности намотаја, ротор ће почети да касни иза трапезоидно модулисаног сигнала. Да би компензовао кашњење, контролер мора да изведе комутацију раније или касније тј. мора да изврши временско подешавање (енг. *timing*) мотора. При већим оптерећењима код мотора са великом индуктивношћу намотаја тајминг подешавање контролера може да буде и до 30° (ова вредност одговара одступању од стандардних 30° , на пр. уколико је пролазак кроз нулу на 45° тајминг би био $45^\circ - 30^\circ = 15^\circ$). Буки [144] наводи да је добра пракса за одређивање тајминга: **тајминг $[\circ] = 2 \times$ број полова мотора**. Он наводи такође и да већи тајминг значи и веће убрзање и успорење ротора тј. оштрије понашање мотора (енг. *hard timing*) док мања вредност тајминга одговара мекшем

понашању мотора (енг. *soft timing*). Негативна страна временског подешавања контролера је свакако смањена ефикасност мотора и захтев за већим протоком струје.

Тајминг карактеристика је једна од основних карактеристика контролера брзине *BLDC* мотора (енг. *Electronic Speed Control - ESC*) и увек се наводи од стране произвођача док неки контролери могу имати и подесиву тј. програмабилну карактеристику. Такође, неки произвађачи мотора дају могућ или пожељан опсег вредности тајминга за мотор.

Осим ове, карактеристична вредност која можда и највише дефинише контролер мотора је максимална јачина струје коју контролер може да спроведе I_{\max} (ова вредност је толико битна да се најчешће налази и у самом називу контролера). Према [144], максимална вредност јачине струје кроз контролер за континуални рад мотора биће 70% од I_{\max} .

Неки контролери пружају могућност мерења температуре контролера или јачине струје која протиче кроз њега. Имајући у виду да се снага губитака $P_G = R_{\text{ESC}} I^2$ расипа (дисипација) као топлота у контролеру пожељно је мерити температуру контролера. Контролери намењени за рад под већим оптерећењима често долазе са постављеним хладњацима.

Контролери намењени за *RC (Remote Control)* моделе, беспилотне летелице и сл. у себи често имају имплементирано и коло за елиминацију батерије (енг. *Battery Eliminating Circuit - BEC*). Разлог за ово коло је да уколико дође до превеликог пражњења батерије (пад напона у батерији испод одређене вредности) прекине довод струје до главног мотора и на тај начин омогући довољно енергије за функционисање осталих система (код даљински управљаног авиона на пример, функција радио станице и контролних површина бива одржана како би се модел безбедно приземљио).

За потребе у иницијалном оптимизационом процесу, у овом раду биће разматрани постојећи контролери мотора (*ESC*) кроз карактеристике које се најчешће дају од стране произвођача и то: максимална јачина струје I_{\max} [A], статичка отпорност контролера R_{ESC} [Ω] (неће бити узимани у обзир прекидачки губици већ само отпорност провођења која је најчешће дата од стране произвођача) и маса контролера m_{ESC} [kg].

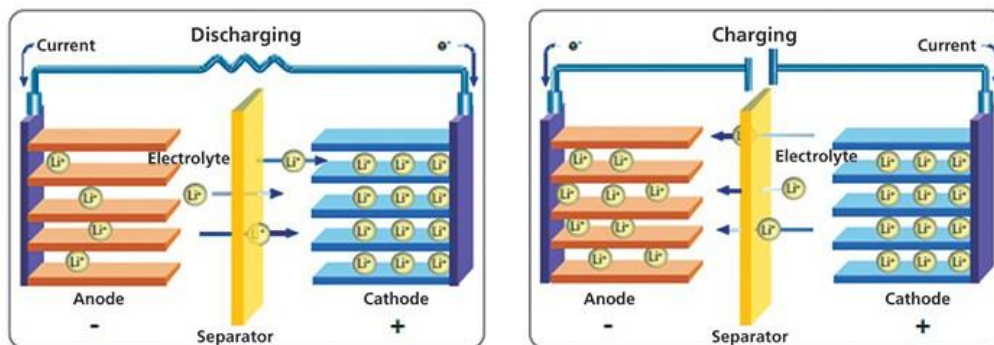
2.3 Батерије

Батерије су електрохемијски уређаји који трансформишу садржану хемијску енергију у електричну. Основна јединица батерије је ћелија (батерија је у суштини једна или више редно и/или паралелно повезаних ћелија). Повезивање ћелија чини се тако да задовољи потребе за жељеним напоном и капацитетом уређаја коме је намењена (паралелним везивањем сабирају се капацитети док се редним везивањем сабирају напони појединачних ћелија). Скуп више ћелија назива се и батеријско паковање (енг. *battery pack*) или батеријски модул (енг. *battery module*), (Слика 2.17).



Слика 2.17 Батеријске ћелије и батеријска паковања
Типови ћелија батерија (лево) и паковања батерије (десно)

Ћелије батерија сачињене су од негативне електроде (катода) која ослобађа носиоце наелектрисања, позитивне електроде (анода) која их прихвата и јонског проводника (електролит) који омогућава размену јона између аноде и катоде унутар батерије. Електролит је најчешће течност која сачињава соли, киселине или алкале како би јој се повећала јонска проводност мада постоје и батерије са чврстим електролитима (Слика 2.18).



Слика 2.18 Ћелија литијум јонске батерије
Ћелија током процеса пражњења (лево) и приликом процеса пуњења (десно).
Преузето августа 2018. године са <http://blog.ravpower.com/2017/05/protections-lithium-ion-batteries/>

Електрохемијски потенцијал повезан са електрохемијском реакцијом дефинисан је као смањење Гибсове слободне енергије и може се описати једначином:

$$\Delta G = -nFE_0 \quad (2.28)$$

где су:

ΔG – промена слободне енергије тј. енергија реакције у J/mol (слободна енергија спонтаних реакција је негативна по конвенцији),

n – еквивалентан број електрона по молу који су пренесени током реакције,

F – Фарадејева константа (број кулона по молу), $F = N_A q = 96\,485,34 \text{ C/mol}$,

E_0 – електрохемијски потенцијал (напон) при стандардној температури и притиску када је концентрација електролита 1/еквивалентан литар.

Права промена слободне Гибсове енергије зависиће од температуре околине T и од концентрације у електролиту Q тј.

$$\Delta G_R = \Delta G + RT \ln Q. \quad (2.29)$$

Одавде, потенцијал у ћелији могуће је одредити помоћу следећег обрасца:

$$E_C = E_0 + \frac{RT}{nF} \ln Q_R = E_0 + \frac{RT}{nF} \ln \left(\frac{[a-][b+]}{[gh]} \right) \quad (2.30)$$

где су:

E_C – напон ћелије на одређеној температури околине и са одређеном концентрацијом,

T – температура околине у К,

R – идеална гасна константа $8.314472(15) \text{ J mol}^{-1} \text{ K}^{-1}$,

$[a-]$ – концентрација негативних јона у електролиту,

$[b+]$ – концентрација позитивних јона у електролиту,

$[gh]$ – концентрација раствора електролита.

Образац 2.28 указује на електрохемијску реакцију целе ћелије (постоји и образац који приказује само једну половину ћелије) и назива се Нернстова електрохемијска једначина по немачком физичару Валтеру Нернсту (1864-1941) који ју је први формулисао. Код батерија јачина струје и брзина реакције у граму по секунди су једна иста величина и могу се конвертовати из једне у другу. Батерије израђених од неколико најчешће коришћених материјала са њиховим електрохемијским реакцијама и напонским опсезима на електродама приказани су у табели Табела 2.2.

Табела 2.2 Реакције и напон ћелије различитих батерија

Табела је преузета и преведена из [154] и у њој су приказане четири најчешћа типа секундарних (пуњивих) батерија.

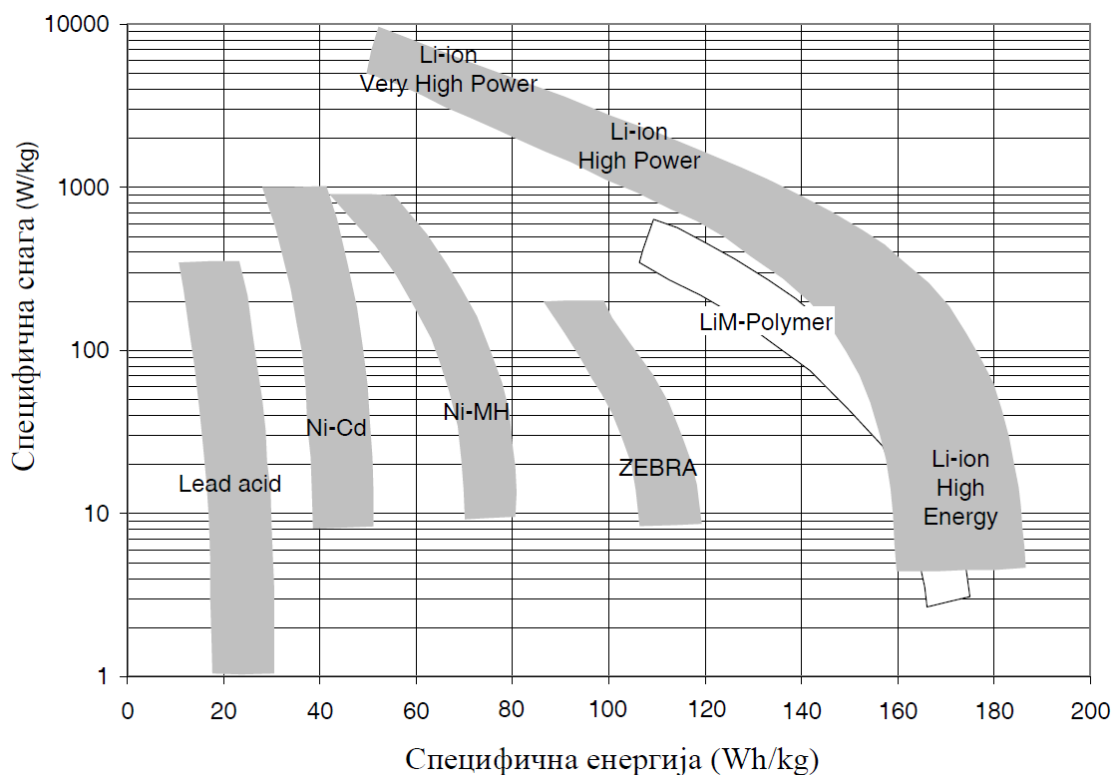
Тип батерије	Реакција у ћелији	Напонски опсег отвореног кола (V/cell)
Олово - киселина	$Pb + PbO_2 + 2H_2SO_4 \rightarrow 2PbSO_4 + 2H_2O$	2.06 - 2.15
Никл - кадмијум	$2Ni(OOH) + Cd + 2H_2O \rightarrow 2Ni(OH)_2 + Cd(OH)_2$	1.30
Никл - метал хидрид	$MH + Ni(OOH) \rightarrow M + Ni(OH)_2$	1.35
Литијум јон	$Li_xC + Li_{1-x}O_2 \rightarrow LiMO_2 + C$	3.8 - 4.0

У уводном делу овог рада приказано је поређење неке од доступних батерија са другим акумулаторима горива као и неке од карактеристика различитих технологија батерија које су тренутно доступне, а поменути су и тренутни развојни напори као и очекивања у будућности. Овде ће бити размотрене неке од секундарних батерија које су комерцијално најзаступљеније.

Олово киселински акумулатори спадају у тзв. батерије за стартовање, осветљење и паљење (енг. *Starting, Lighting, Ignition - SLI*). Овај назив долази из аутомобилске индустрије где су у почетку ове батерије углавном коришћене за покретање мотора, напајање светала и система за паљење аутомобилског мотора. У новије време повећање електронске опреме у аутомобилима проширила је и опсег намене и примене батерија код аутомобила. У ваздухопловству се користи посебан тип олово киселинских акумулатора назван AGM (енг. *Absorbent Glass Mat*) код којег је сумпорна киселина апсорбована у веома фином платну од стаклених влакана. Ипак, олово киселинске батерије, због чињенице да им је саставни елемент олово чија је густина изузетно велика, нису погодни за примену као главни акумулатор енергије у летелицама са електричним погоном.

Већ је поменуто да батерије базиране на литијуму располажу са највећом густином енергије у односу на друге типове батерија, а може се видети и да је напон њихових ћелија скоро троструко већи од напона NiCd и NiMH батерија. За примену код електричних пропулзора као и у било којим уређајима који имају велику снагу међутим, морају се узети у обзир још неке битне карактеристике. Једна од њих је специфична снага батерије која указује на то колика је количина енергије коју батерије могу да снабдевају у јединици времена по јединици масе батерије (на пр.

колику снагу мотора батерије могу да подрже). У том погледу, у зависности од материјала и извођења батерије, литијум јонске батерије могу обухватити прилично широк дијапазон примене тј. могу бити изведене као батерије за високе снаге или као батерије са великим специфичним енергијама (Слика 2.19).



Слика 2.19 Специфична снага и специфична енергија батерија

Специфична снага и специфична густина најчешће коришћених секундарних батерија. Дијаграм је преузет из [155]. Са дијаграма су избачена поља која указују на могућу примену код хибридних и електричних возила.

Основне величине батерија

Како би се детаљније размотриле и упоредиле различите батерије осим са специфичном енергијом и специфичном снагом, треба се упознати са још неким од основних величина које их дефинишу. То су пре свега капацитет батерије, напон батерије, еквивалентни отпор, максимална јачина струје, C рејтинг, крива пуњења, крива пражњења, животни век батерије, средњи напон, минимални напон и тд.

Капацитет батерије представља количину енергије (најчешће у Ah или mAh) коју батерија може да складишти тј. којом може да напаја одређени уређај 1h пре него што њен напон падне испод дозвољене вредности. На пр. батерија капацитета

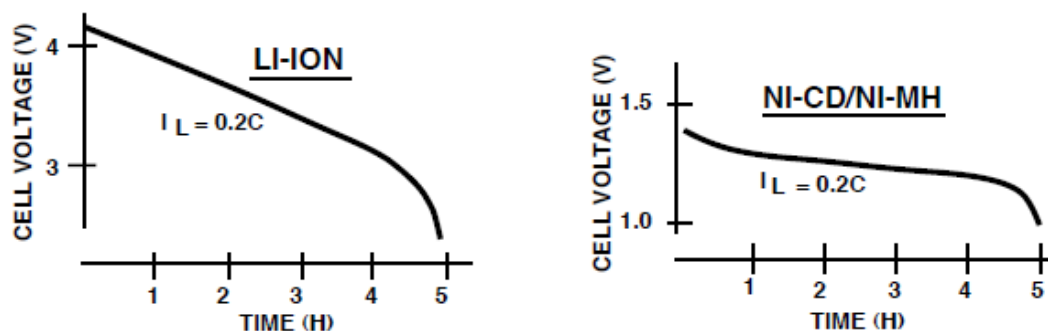
1500 mAh може континуално да снабдева неког потрошача један сат струјом јачине 1.5 А. Капацитет батерије се може повећати паралелним повезивањем две или више ћелија (при чему ће њен напон остати исти).

Номинални напон батерије представља напон на електродама напуњене батерије и може се повећавати редним повезивањем ћелија. Пошто је номинални напон ћелија комерцијално доступних литијумских батерија око 3.7 V, редним повезивањем две или три ћелије може се добити батерија са напоном 7.4 V тј. 11.1 V респективно. На овај начин међутим, повећава се и **еквивалента унутрашња отпорност** (енг. *Equivalent Series Resistance - ESR*) батерије што смањује **максимални могући проток струје** (енг. *Peak Current*) који батерија може да обезбеди ($I = V / R$). Већа унутрашња отпорност непогодна је и због чињенице да ће бити већа снага губитака ($P = I^2R$) која се манифестује кроз топлотну дисипацију што повећава температуру батерије, што пак може проузроковати оштећење батерије, а негативно утиче и на њен капацитет. Треба напоменути да литијумске батерије имају већи напон ћелије од NiCd и NiMH међутим и већу еквивалентну унутрашњу отпорност ћелије.

“C” рејтинг тј. C стопа (енг. “C” *rate*) батерије даје увид у максималну јачину струје коју батерија може да снабдева при стандардним условима. Произвођачи батерија најчешће користе множиоц ове величине за приказивање максималне брзине пражњења и пуњења батерије. На пример, батерија капацитета 2500 mAh са стопом пражњења 10C и стопом пуњења 0.5C може снабдевати максималну јачину струје 25A (што би значило да ће се батерија при пуним оптерећењем испразнити за 6 min) док се може пунити максималном јачином струје од 1.25 A.

Када је батерија оптерећена, напон у њеним ћелијама ће опадати док не дође до неке минималне дозвољене вредности која се често назива EODV (енг. *End of Discharge Voltage*) или EOL (енг. *End of Life Voltage*). Опадање напона у функцији је од више фактора (услови околине, унутрашња отпорност, оптерећење батерије и сл.) и није линеарно. Криве које описују пад напона у времену тј. наспрам потрошене енергије у Ah (често и наспрам стања напуњености батерије SOC (енг. *State of Charge*) изражено у процентима), при пражњењу и пуњењу називају се **крива пражњења** тј. **крива пуњења** респективно (Слика 2.20).

Литијумске батерије имају израженији нагиб (већи пад напона током рада) у поређењу са NiCd и NiMH батерија код којих је крива прилично равна што их чини ближим идеалној батерији. Ова карактеристика представља највећу предност батерија базираних на никлу и даје им могућност коришћења уз линеарне регулаторе уз мале губитке, док је код литијумских батерија потребно користити неки прекидачки регулатор за регулацију са малим губицима. [156]



Слика 2.20 Крива пражњења батерија [156]

Крива пражњења литијум јонске батерије (лево), крива пражњења батерија базираних на никлу (десно)

Самостално пражњење (енг. *Self Discharge*) батерије је појава цурења струје када батерија није под оптерећењем. Јавља се код свих батерија и одређује трајање батерије на полици (енг. *shelf life*). При стандардним условима литијум јонске батерије имају два до три пута бољу карактеристику самосталног пражњења у односу на батерија базиране на никлу. NiMH батерије могу имати и изражену нелинеарну карактеристику самосталног пражњења [156].

Минимални дозвољени напон (енг. *Cut off Voltage*) представља минимални напон до којег се пуњива батерија сме спустити пре него што дође то њеног трајног оштећења. Код литијум јонских батерија минимална дозвољена вредност напона је око 2.4 V. Спуштање напона испод ове вредности доводи до појаве корозије на електродама батерије (процес који је неповратан) те се смањује капацитет а може доћи и до потпуног уништења батерије. У новијим системима уређај за управљање батеријом (енг. *Battery Management System - BMS*) прекида доток струје уколико напон батерије падне испод унапред дефинисане вредности. Код литијумских батерија и пуњење преко максималног напона ћелије такође може оштетити батерију па се ове батерије пуне пуњачима са константним напоном или се један део пуњења

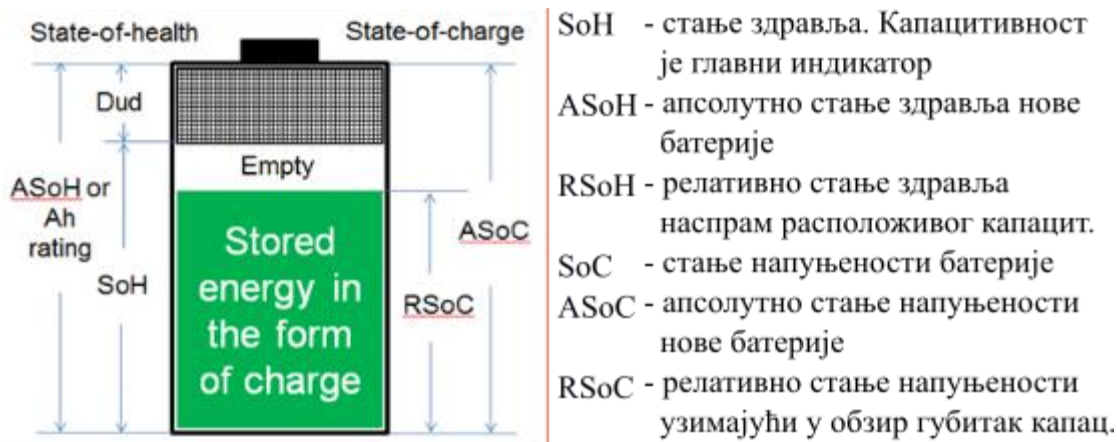
обавља пуњењем константном оптималном струјом пуњења (често до око 70% капацитета) док се на самом крају пуњење обавља констатним напоном. Занимљиво је такође, да ће због облика криве пуњења батерије (Слика 2.20, Слика 2.27, мада нису исти, облици обе криве су веома слични) пуњење до одређеног нивоа напона бити обављено релативно брзо (некад и испод 20% времена) док ће пуњење до номиналног напона захтевати значајно дуже време.

Максимална континуална струја пражњења је максимална јачина струје коју батерија може континуално да снабдева и најчешће је дата кроз C рејтинг батерије. Осим ове, произвођачи често дају и максималну струју пражњења у неком ограниченом временском периоду (најчешће 30 или 60 секунди). Корисно је имати податак о овој величини нарочито уколико су батерије намењене погоњену електромотора који имају сличну карактеристику (практично гледано на пр. у фази полетања летелице).

Радни температурни опсег батерија указује у којим температурним опсезима батерије могу да се празне или да се пуне. Температурни опсег NiCd и NiMH батерија креће се у распону 0-50°C за пражњење тј. 10-40°C за пуњење батерија док литијум јонске батерије имају веће опсеге и то: 0-45°C за пуњење и -20-60°C за пражњење. Треба имати у обзир да и поред тога што ће батерије радити у овим температурним опсезима, њихове карактеристике ће на повишеним и сниженим температурама (оптимална температура је око 25°C) у мањој или већој мери одступати од оптималних (литијумске батерије на пр. имају стабилно понашање при повишеним температурама међутим могу изгубити и до 30% капацитета при нижим температурама). Одступање од дозвољеног температурног опсега међутим, може довести до смањења капацитета и понекад и до оштећења батерије.

Постоје неколико **стања** батерија, **стање напуњености** (енг. *State of Charge - SoC*), **стање здравља** (енг. *State of Health - SoH*) и **стање функционалности** (енг. *State of Function - SoF*), (Слика 2.21). Стање напуњености указује на то колико је батерија напуњена, стање здравља батерије указује на стање три претходно наведена индикатора и то: капацитет батерије, унутрашња отпорност и самостално пражњење батерије. Стање функционалности указује на способност батерије посматрањем односа тренутног стања напуњености и расположивог укупног капацитета.

Стање функционалности *SoF* огледа се кроз релативно стање напуњености тј. узима у обзир део капацитета батерије чија се енергија не може повратити (*Dud*).

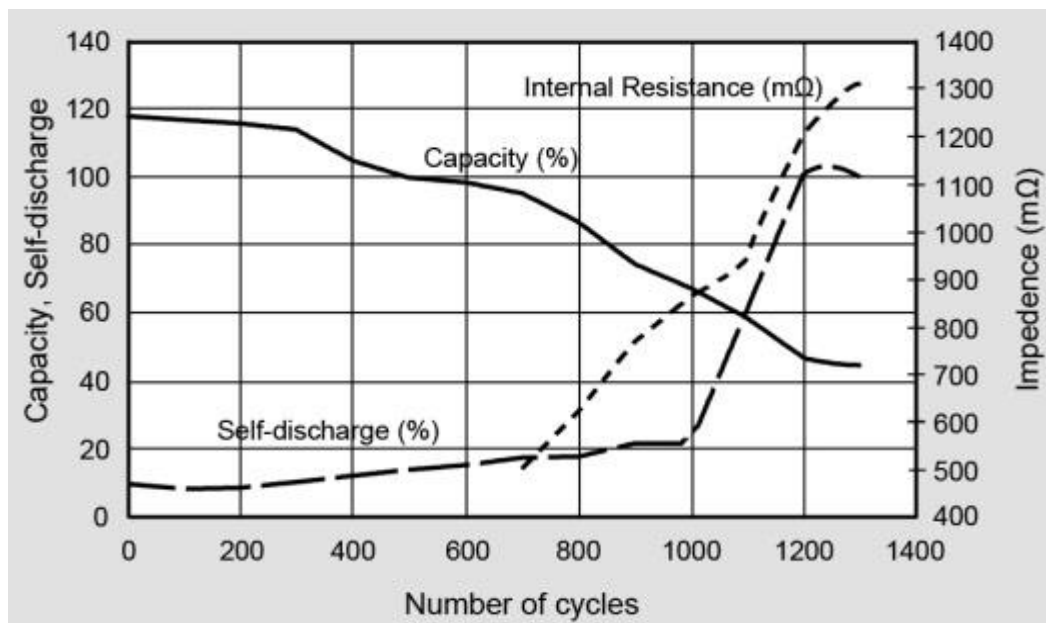


Слика 2.21 Стања батерије

Преузето јула 2018. године са

http://batteryuniversity.com/learn/article/battery_definitions

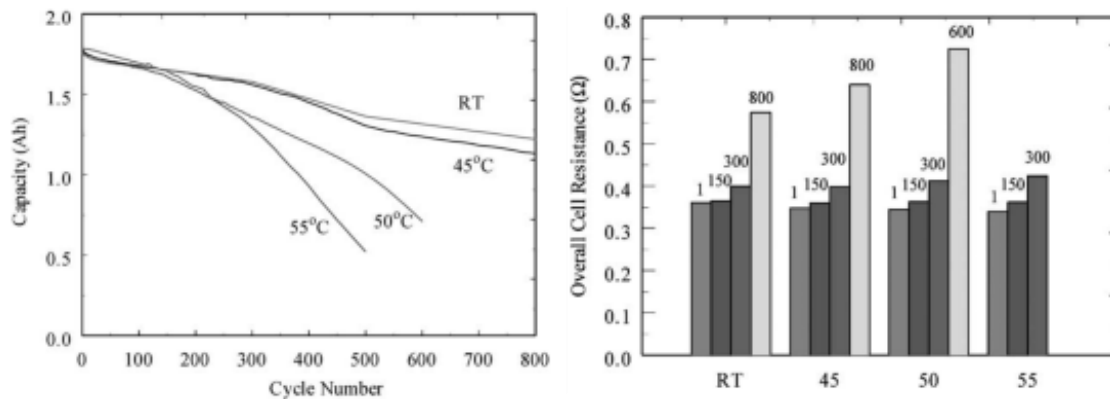
Свака батерија има од произвођача препоручени **број циклуса** који указује на број пуњења и пражњења које батерија може да поднесе пре него што мора да се замени. Са повећањем броја циклуса капацитет батерије опада док расту њена унутрашња отпорност и стопа самосталног пражњења (Слика 2.22).



Слика 2.22 Перформансе NiMH (6V, 950mAh) батерије

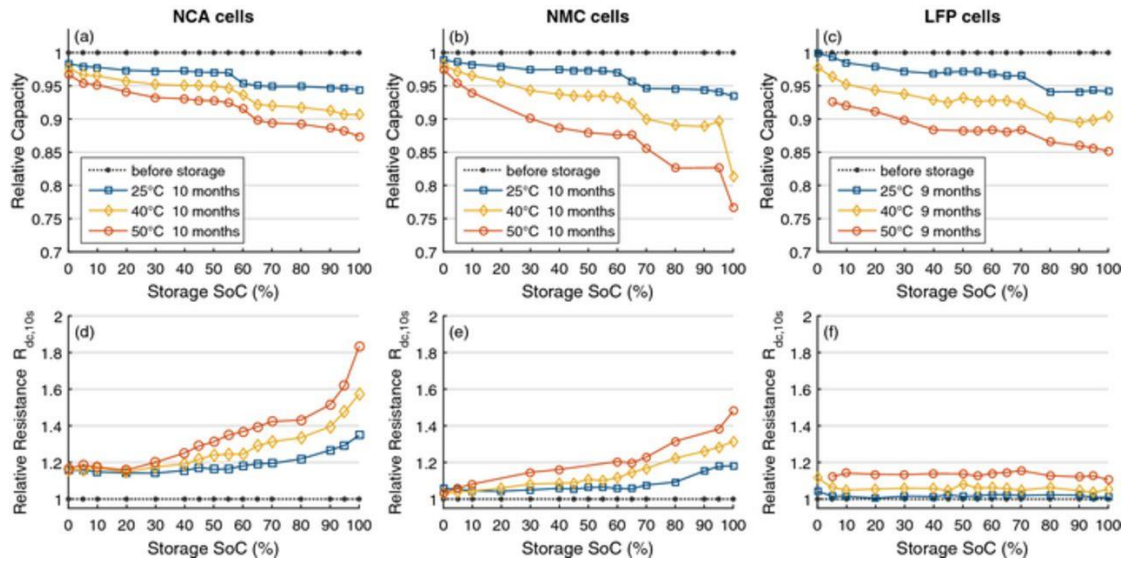
Приказане су капацитет, самостално пражњење и унутрашња отпорност у функцији од броја циклуса. Преузето јула 2018. године са: Error! Hyperlink reference not valid.

Број циклуса зависиће од температуре и од C стопе приликом рада батерије. Већа оптерећења батерије допринеће бржем опадању капацитета батерије тј. смањењу максималног броја циклуса. Испитивањем литијумске ћелије Sony 18650, Нинг ет. ал. [157] показали су да је њен капацитет након 300 циклуса опао за 16.9% у односу на почетни када је батерија пражњена са $3C$ у поређењу са 9.5% колико опада када је батерија пражњена са $1C$. Повишене температуре околине такође неповољно утичу на максималан број циклуса као и на унутрашњу отпорност батерије. Рамадас ет. ал. [158] показали су на истој батерији да се максимални број циклуса батерије може скоро преполовити уколико батерија ради на повишеној температури (Слика 2.23).



Слика 2.23 Смањење капацитета и раст отпорности ћелије Sony 18650 [158]
Пад капацитета при повишеним температурама (лево) и раст отпорности при повишеним температурама (десно).

Старење батерије (енг. *calendar aging*) представља опадање њених перформанси проласком времена када се батерија не пуни и празни тј. док је батерија ускладиштена. Старење батерије зависи од неколико фактора од којих најзначајнији су: ниво напуњености приликом складиштења, метод складиштења, температура складиштења итд. Кеил ет. ал. [159] извршили су испитивање на три типа 18650 литијум-јонских батерија од различитих произвођача и са различитим материјалима катода (код све три анода је графитна). Њихово истраживање показало је да батерије веће напуњености брже губе свој капацитет, а имају и веће повећање отпорности, (Слика 2.24). Такође, може се са докаграма уочити и да повишене температуре складиштења неповољно утичу на перформансе батерија.



Слика 2.24 Опadaње перформансе батерија током складиштења [159]

На горња три дијаграма приказан је пад капацитета батерија током 9-10 месеци при различитим температурама складиштења и са различитим степенима напуњености, на доњим приказан је раст унутрашње отпорности при истим условима складиштења.

Уколико се са литијум јонским батеријама поступа ван њихове безбедне области рада (енг. *Safe operating Area - SOA*) оне могу бити веома опасне. Уколико су изложене отвореној ватри, физичким оштећењима (пробадање, ломљење, сабијање), прегревању из било којег разлога (превелик напон, превелика струја, спољна топлота) њихова реакција може бити катастрофална и опасна по људе и околину. Приликом пре-напона (енг. *over voltage*) долази до таложења литијума на графитној аноди у облику дендрита који се не могу раставити што утиче на смањење капацитета а уколико је таложење довољно велико може доћи и до кратког спајања батерије. Под напон (енг. *under voltage*) дешава се уколико се батерија испразни до нивоа напона испод 2 V. Уколико се батерија држи дужи временски период у том стању може доћи до ослобађања кисеоника из $LiCO$, $LiMO$ или $LiFeO$ једињења што доводи до смањења капацитета батерије.

Прегревањем батерије долази до разлагања електролита при чему се ослобађају запаљиви угљеноводонични гасови. Ова појава се код неких електролита може десити и при $70^{\circ}C$ међутим обично почиње на $110^{\circ}C$. Ослобођени гасови стварају притисак унутар батерије (на кућишту батерије постоји безбедносни отвор за вентилацију кроз који се врели гасови одводе). На око $135^{\circ}C$ полимерни сепаратор се топи што доводи до кратког споја између електрода. На крају, услед повишене

температуре, долази до разлагања металног оксида што доводи до ослобађања кисеоника што пак омогућава сагоревање гасова унутар ћелије. Разлагањем катоде додатно се повећавају температура и притисак након чега следи катастрофална реакција у облику експлозије. [160]

Како би се обезбедио безбедан рад батерија батерије често долазе са заштитним колом. Осим безбедности пожељно је и повећати њихову ефикасност и радни век те се у последње време (нарочито подстакнуто развојем електричних возила) велика пажња обраћа *BMS* системима тј. системима за управљање радом батерија. Више о њима може се видети у [161, 162, 163].

Математичко моделовање батерија

Промена напона приликом пражњења је делимично зависна од унутрашње отпорности док је у осталом делу нелинеарна и у функцији од услова околине и од јачине струје. Кроуч [154] даје следећи образац за пад напона батерије:

$$\Delta V = IR + a \log I + b + RT / nF \ln(1 - (I/I_{\text{ЛМГ}})). \quad (2.31)$$

где су: I – јачина струје, $I_{\text{ЛМГ}}$ – ограничена јачина струје на крају пуњења или пражњења, V – напон, a – нагиб криве ΔV наспрам $\log I$ и b – пресек криве.

Он наводи да пад напона ΔV мора континуално да расте како би се задовољила потреба за транспортом преосталих сумпорних јона (код оловно киселинских батерија) из електролита и на тај начин одржала континуална јачина струје. На самом крају пражњења ћелија достиже граничну вредност јачине струје што проузрокује нагли пад напона (колело на криви пражњења). Пуњење батерије обавља се у смеру супротном од пражњења и дешава се са другачијом променом напона, што је и за очекивати са обзиром да се у овом случају врши присилно повећање енергетског стања батерије тј. материјал се доводи у стање више ентропије.

Познавање криве пражњења и пуњења батерије изузетно је битно нарочито из аспекта потрошача. Крива пуњења даје увид у време које је потребно да се батерија напуни док ће пад напона при константној јачини струје приказан на криви пражњења утицати на расположиву снагу батерије (као што је већ поменуто код електромотора пад напона доводи до пада броја обртаја мотора). У обрасцу 2.31 за прорачун пада напона узет је у обзир и број јона n као и два фактора a и b . Познавање (бројање) јона унутар батерије само је један од начина моделовање батерије. У литератури се може наћи велики број различитих техника и метода моделирања

динамичког понашања батерија. Анталое ет. ал. [164] представили су табелу у којој су поређене предности и мане најзаступљенијих метода (Табела 2.3).

Табела 2.3 Поређење постојећих метода за моделирање Li Ion батерија

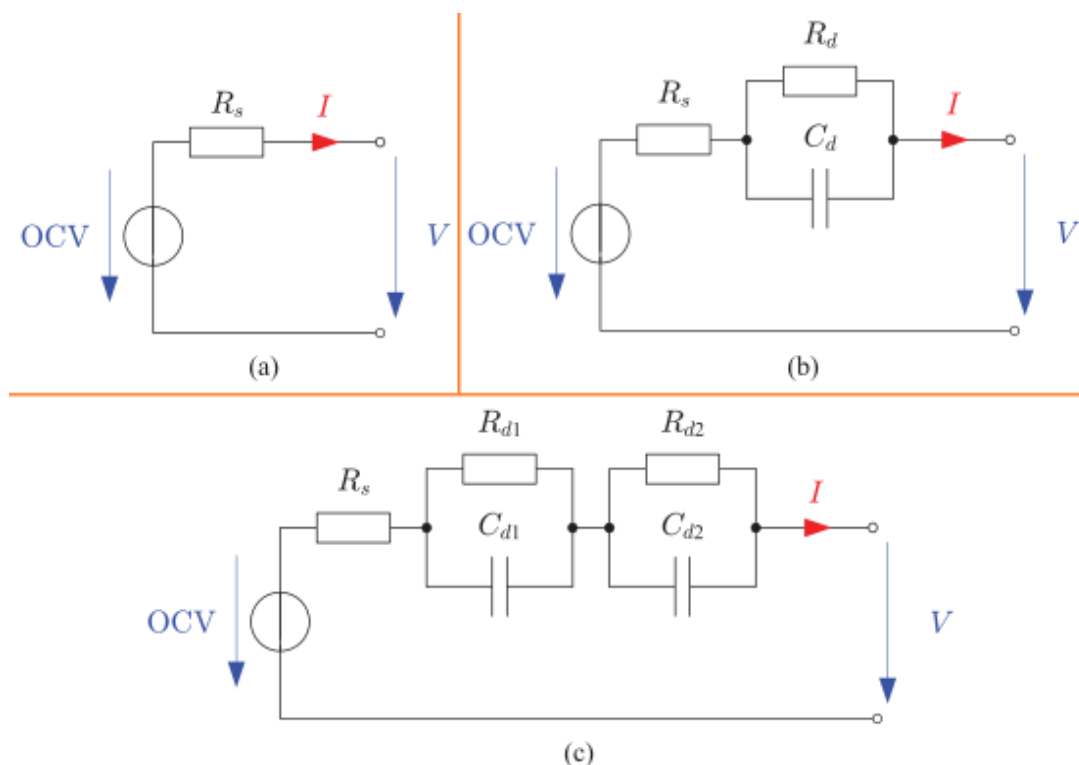
Табела је преузета из [164] јер даје поједностављен увид у предности и мане метода међутим приказано поређење изведено је на основу предлога из [165].

Метод моделирања	Прецизност	Сложеност	Брзина извршавања
Бројање кулона	★★☆☆☆	★★★★★	★★★★★
Директно мерење напона	★★☆☆☆	★★★★★	★★★★★
Мерење импедансе (спектроскоп.)	★★★★☆	★★☆☆☆	★★★★☆
Електрохемија електрода	★★★★☆	★★☆☆☆	★★☆☆☆
Еквивалентно електрично коло	★★☆☆☆	★★★★☆	★★★★☆
Адаптивни методи (<i>KF, EKF, FL</i>)	★★★★★	★★☆☆☆	★★☆☆☆

Овој табели аутори додају и поделу према типу метода и то на онлајн и офлајн методе. Према њима офлајн методе извлаче параметре из доступних база података добијених на основу експерименталних испитивања најчешће у лабораторијским условима. Одавде, за овакве методе неопходно је извођење великог броја експерименталних испитивања при различитим условима околине које не могу увек да симулирају реалну средину па се у овим методама морају вршити неке апроксимације. Код онлајн метода параметри батерије се ажирирају помоћу неке адаптивне методе током коришћења батерије што повећава тачност међутим повећава и време извршавања. У претходној табели све наведене методе моделирања осим адаптивних су офлајн методе.

Од горе приказаних метода (Табела 2.3), електрохемијске и експерименталне методе нису практичне за одређивање криве пражњења батерија са више ћелија. За ове примене, добар спој једноставности и прецизности дају методе базиране на еквивалентном електричном колу *EEK* (енг. *Equivalent Electrical Circuit - EEC*), (Слика 2.25). Код ових метода параметри батерија се често замене електричним колом сачињеном од паралелно и редно везаних кондензатора и отпорника. Ови модели могу бити различите комплексности а најједноставнији је модел идеалног извора са редно везаним отпорником. Овај модел не даје податак о правој унутрашњој отпорности батерије која зависи од њеног степена напуњености. Из овог разлога предложен је и побољшани једноставни модел [166] где је отпорност дефинисана у функцији степена напуњености $R_b = R_0 / S^k$, при чему је $S = 1 - Ah / C_{10}$, R_0 је

отпорност пуне батерије, C_{10} је 10-сатни капацитет на одређеној температури, A је јачина струје пражњења, S је тренутна напуњеност батерије (SOC) са вредношћу од 0 до 1 и k је коефицијент којим се узима у обзир различит капацитет батерије при различитим струјама пражњења.



Слика 2.25 Шеме три често коришћена ЕЕК модела [167]

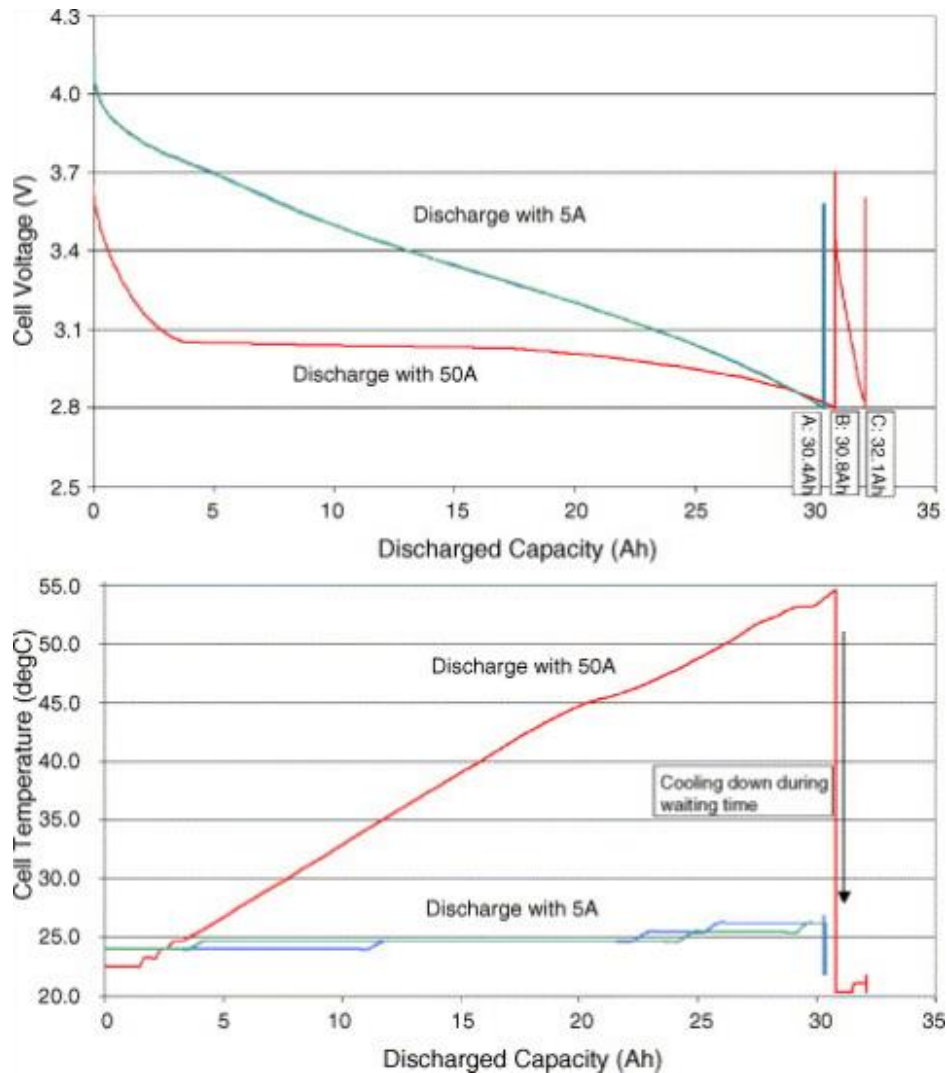
(а) најједноставније електрично коло са једним отпорником, (б) електрично коло са отпорником и RC комбинацијом и (с) ЕЕК са две RC комбинације

Промену капацитета батерије при различитим струјама пражњења тј. при различитим оптерећењима (често означено са множиоцем “ C ” стопе) могуће је описати Пеукертовом једначином:

$$I^p t = const \quad \text{тј.} \quad p \log I + \log t = const \quad (2.32)$$

где је I - јачина струје, t - време пражњења а p - Пеукертов коефицијент чија је вредност када се посматрају криве пражњења негативна и износи: за олово киселинске батерије на собној температури $p = -1.1$ до -1.3 , а за $NiMH$ и литијумске батерије $p = -1.05$ до -1.2 . Доерфел и Шаркх [168] показали су да се Пеукертова једначина не може користити за поуздано предвиђање капацитета батерије осим уколико пражњење није вршено при константној температури и са константном

јачином струје. У случају литијумских батерија штавише, њихова испитивања су показала да уопште неће доћи до смањења капацитета батерије при већим оптерећењима. Као разлог они наводе значајно повећање температуре батерије приликом пражњења са већом струјом које повољно утиче на капацитет литијумских батерија (Слика 2.26).



Слика 2.26 Крива пражњења литијум јонске *Vlion* ћелије [168]

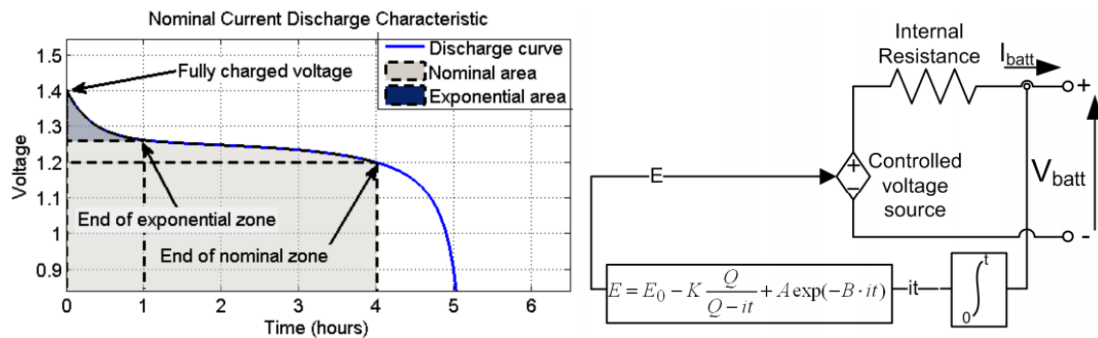
Крива пражњења за два различита оптерећења (горе), температура приликом пражњења за два различита оптерећења (доле).

Трембле ет. ал. [169] представили су релативно једноставан генерички модел који има добра поклапања са експерименталним резултатима за све четири технологије батерија (олово-киселина, никл-кадмијум, никл-метал-хидрид и литијум-јон). У њиховом моделу батерија је представљена као константан извор са редним отпорником а претпостављено је и исто понашање батерија приликом пуњења и

пражњења (Слика 2.27). Напон неоптерећене батерије (енг. *Open Circuit Voltage*) дефинисан је следећом једначином:

$$E = E_0 - K \frac{Q}{Q - \int idt} + A \exp(-B \int idt). \quad (2.33)$$

где је: E – напон неоптерећене батерије [V], E_0 – стални напон батерије [V], K – напон поларизације [V], Q – капацитет батерије [Ah], $\int idt$ – права потрошња батерије [Ah], A – амплитуда у експоненцијалној зони [V], B – инверзна временска константа у експоненцијалној зони [Ah]⁻¹.



Слика 2.27 Крива пражњења и пуњења и модел батерије [169]

Претпостављене области криве пражњења и пуњења (лево) и нелинеарни модел батерије (десно)

Напон батерије V_{BAT} даље је представљен преко једноставног електричног кола са једним отпорником чија отпорност представља унутрашњу отпорност батерије R [Ω] и кроз кога тече струја i [A]:

$$V_{BAT} = E - i \cdot R. \quad (2.34)$$

Аутори су дали и процедуру одређивања параметара за њихов модел као и параметре добијене за четири већ наведене најчешће коришћене батерије. Пошто је отпорност батерија коју најчешће дају произвођачи заправо импеданса Z а не унутрашња отпорност R предложен је и поступак одређивања унутрашње отпорности преко ефикасности батерија η .

Трембле ет. ал. [170] представили су нелинеарни модел који обухвата и хистерезис батерије тј. дате су издвојене једначине за криву пуњења и криву пражњења. Јачина струје је филтрирана а уведена је и модификација константе поларизације. Модел је проширен и тако што су представљене засебне једначине прилагођене за све врсте батерије.

Трауб [171] развио је поједностављени модел литијумске батерије намењен за примену код електричних летелица тј. када је батерија оптерећена континуалном снагом (за разлику од осталих модела где се углавном разматра константна јачина струје). Његов модел ослања се на хеуристички изведени образац:

$$I^n V = \text{const}(D) \quad (2.35)$$

где је I јачина струје, n је експонент чија је вредност за литијумске батерије утврђена помоћу метода најмањих квадрата и износи приближно 0.05, V је напон, а D је вредност испражњености батерије. Одавде, производ $V I^n$ представљен је у функцији од D у облику полинома са пет коефицијената након чега је представљена методологија итеративног одређивања коефицијената и капацитет испражњености батерије D_j . Овај модел даје релативно добре резултате уз релативно мало рачунарског напора међутим захтева познавање криве пражњења батерије и не узима у обзир Пеукертов ефекат (смањење капацитета услед већег оптерећења батерије).

Повећањем интересовања о примени батерија, пре свега у аутомобилској индустрији појавио се велики број радова који се, помоћу мање или више комплексних модела, баве прецизним одређивањем крива пражњења и пуњења, зависности од оптерећења батерије као и моделовањем динамичког понашања батерија. Један од најдетаљнијих прегледа постојећих метода дао је Плет [172]. Осим већ поменутих читаоцу могу бити од користи и неки од следећих радова [173, 174, 175, 176, 177, 178].

У поступку оптимизације овог рада неће се разматрати динамичко понашање или долет летелице, већ само стационарни рад у одређеној радној тачки те из тог разлога као и због уштеде рачунарског времена неће бити коришћен динамички модел батерије већ ће се батерија разматрати кроз једноставно еквивалентно електрично коло са једним отпорником тј. према обрасцу 2.34.

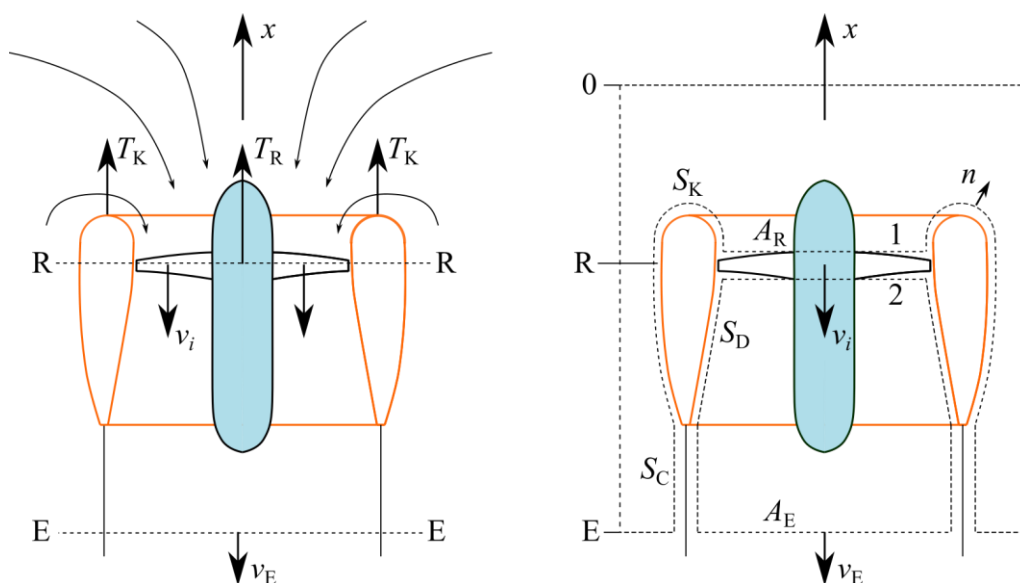
3 Каналисана елиса (вентилатор)

3.1 Моментна теорија (теорија идеалне елисе)

3.1.1 Каналисана елиса на радном столу (лебдење)

У моментној теорији начињено је неколико основних претпоставки:

- Струјање је униформно, нестишљиво и без трења (идеални флуид)
- Струјно поље се простире у бесконачности испред и иза
- Нема нагле промене брзине кроз равни ротора (само скок притиска)
- Не постоји вртложење струје и долази до потпуне експанзије на излазу из дифузора (присак на излазу једнак је атмосферском)



Слика 3.1 Модел каналисаног пропулзора

Модел са ознакама (лево) и контролне запремине (десно).

Уколико се примени закон о промени количине кретања (импулса) нестишљивог флуида за осу x на две контролне запремине које дефинишу каналисани пропулзор (Слика 3.1) могу се добити следећа два обрасца:

$$\iint_{S_C} (p - p_a) \cos(\angle n, x) ds + \iint_{S_K} (p - p_a) \cos(\angle n, x) ds - (p_1 - p_a) A_R = \rho A_R v_i^2 \quad (3.1)$$

$$\iint_{S_D} (p - p_a) \cos(\angle n, x) ds + \iint_{S_C} (p - p_a) \cos(\angle n, x) ds + (p_2 - p_a) A_1 = \rho A_E v_E^2 - \rho A_R v_i^2. \quad (3.2)$$

При чему двоструки интегрални означени са S_K и S_D одговарају силама које су последице канала (T_K) док S_C су силе које делују на цилиндар иза пропулзора и у идеалном случају немају компонентну у x оси (сматра се да је струјање иза пропулзора равно). Изједначавањем леве и десне стране обе једначине добија се:

$$T_K + (p_2 - p_1)A_R = \rho A_E v_E^2. \quad (3.3)$$

тј.

$$T = T_K + T_R = \rho A_E v_E^2 = \dot{m} v_E. \quad (3.4)$$

Уколико уведемо ознаку за однос брзина $k_V = v_E / v_i \approx A_R / A_E = 1 / \sigma_d$ сила потиска може се изразити као:

$$T = k_V \dot{m} v_i. \quad (3.5)$$

Као што се може видети у овом обрасцу сила потиска је искључиво последица степена експанзије (дифузије) млаза и убрзања струје које је последица скока притиска кроз ротор. На основу ових претпоставки изведени су обрасци дати у уводу рада. Уколико уведемо и губитке на улазу у колектор (ξ_K) и на излазу из дифузора (ξ_D) канала из Бернулијевих образаца за обе контуре као и претходне две једначине може се добити:

$$(p_1 - p_a)A_R = -\frac{1}{2}(1 + \xi_K)\dot{m}v_i, \quad (3.6)$$

$$(p_2 - p_a)A_R = \frac{1}{2}(k_V^2 - 1 + \xi_D)\dot{m}v_i. \quad (3.7)$$

Одавде могуће је дефинисати једнакост:

$$T_R = (p_2 - p_1)A_R = \frac{1}{2}(k_V^2 + \xi_D + \xi_K)\dot{m}v_i. \quad (3.8)$$

тј. израз за силу потиска канала:

$$T_K = T - T_R = k \dot{m} v_i. \quad (3.9)$$

где је k коефицијент облика канала $k = \frac{1}{2}(2k_V - k_V^2 - \xi_D - \xi_K)$. У случају цилиндричног дифузора на пр. $k_V = 1$, $\xi_D = 0$ следиће да је $k = \frac{1}{2}(1 - \xi_K) \leq 0.5$. Сада се могу представити односи силе канала и ротора наспрам укупне силе потиска:

$$\bar{T}_K = \frac{T_K}{T} = \frac{k}{k_V} \quad \text{тј.} \quad \bar{T}_R = \frac{T_R}{T} = \left(1 - \frac{k}{k_V}\right). \quad (3.10)$$

На сличан начин, из контролних контура, могу се извести изрази за допринос колектора (T_{KOL}) и дифузора (T_D):

$$T_{\text{KOL}} = \dot{m}v_i + (p_1 - p_a)A_R, \quad (3.11)$$

$$T_D = (k_v - 1)\dot{m}v_i - (p_2 - p_a)A_R. \quad (3.12)$$

тј. изражени у односу на укупни потисак:

$$\bar{T}_{\text{KOL}} = \frac{T_{\text{KOL}}}{T} = \frac{1}{2k_v}(1 - \xi_K), \quad (3.13)$$

$$\bar{T}_D = \frac{T_D}{T} = -\frac{1}{2k_v}[\xi_D + (1 - k_v)^2]. \quad (3.14)$$

Може се приметити да уколико однос експанзије расте $\sigma_d > 1$ тј. однос брзина $k_v < 1$ опада да ће сила потиска створена од колектора расти док ће дифузор стварати силу кочења. Коефицијенти губитака у колектору и дифузору одређују се експериментално или неком другом прорачунском методом (панел метод, ЦФД и сл.) и у функцији су од облика геометрије канала. Шајдаков и Завалов [73] су на основу фитовања експерименталних резултата дошли до следећег обрасца за губитке колектора у функцији полупречника усница канала $\bar{r}_K = r_K/R_{\text{ROT}}$:

$$\xi_K = 0.287 - 10\bar{r}_K + \sqrt{(0.287 - 10\bar{r}_K)^2 + 0.426}, \quad (3.15)$$

Док Бурцев и Селеменев [75] представљају коефицијент губитака у колектору чија је вредност за $\bar{r}_K > 0.4$, $\xi_K = 0.03$, док се за $\bar{r}_K \leq 0.4$ може одредити преко:

$$\xi_K = 0.5 - 4.19\bar{r}_K + 17.6\bar{r}_K^2 - 38.3\bar{r}_K^3 + 33\bar{r}_K^4. \quad (3.16)$$

Дифузор највише карактеришу две геометријске величине: експанзиони однос σ_d и угао дивергенције α_D . Губици због експанзије (притисак расте према излазу) могу се приказати преко коефицијента “опуштања” (рус. *смягчения*) k_{CM} који зависи од угла дивергенције α_D :

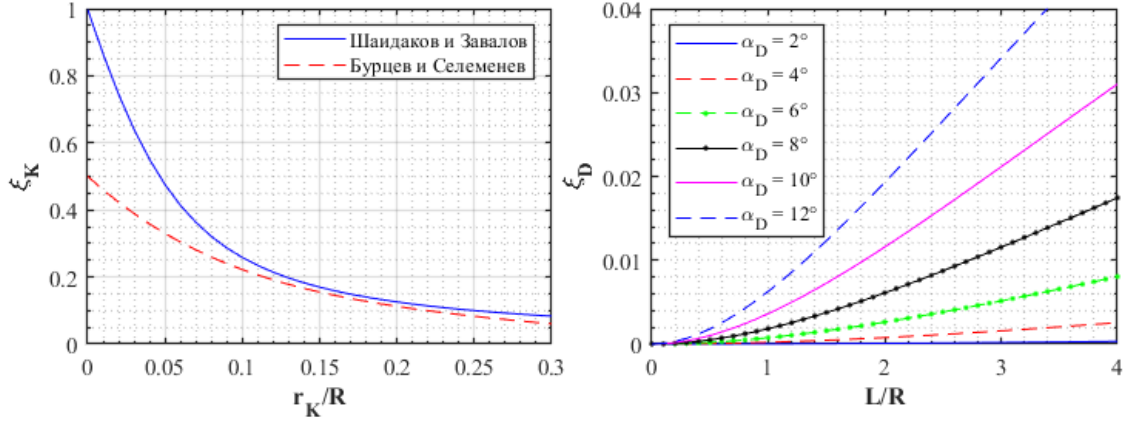
$$\xi_D = k_{\text{CM}} \left(1 - \frac{1}{\sigma_d}\right)^2 \approx k_{\text{CM}}(1 - k_v)^2. \quad (3.17)$$

Где се k_{CM} може емпиријски одредити као $k_{\text{CM}} = 3.2[\text{tg}(\alpha_D/2)]^{5/4}$. Експанзиони однос σ_d може се приказати преко угла дивергенције α_D и релативне дужине дифузора $\bar{H} = H/R$ преко релације:

$$\sigma_d = [\bar{H}\text{tg}(\alpha_D/2) + 1]^2. \quad (3.18)$$

Због наглог повећања притиска (пада брзине) при већим угловима дивергенције долази до стварање вртложних зона на зидовима дифузора који могу довести до отцепљења струје и раст губитака дифузора. Шајдаков наводи да је струјање без

одтцепљења могуће при угловима дифузора не већим од 10 до 13° и да при већим је неопходно увести неки тип контроле граничног слоја као и да полупречници усница до $\bar{r}_K = 0.2$ доприносе расту удела колектора у сили потиска док вредности веће од ових не доводе до значајног повећања.



Слика 3.2 Коефицијенти губитака у колектору и у млазнику

Коефицијент губитака у колектору у односу на полупречник уснице уводника (лево) и коефицијент губитака дифузора у функцији од угла дивергенције и дужине млазника.

Уколико посматрамо пропелер смештен у каналу без губитака (услед вртложења, ефекта краја лопатица и сл.) сила потиска може се изразити:

$$T = \dot{m}v_E = \rho v_i A_R v_E. \quad (3.19)$$

Пошто једначина континуитета мора бити задовољена добија се:

$$\dot{m} = \rho v_i A_R = \rho v_E A_E \Rightarrow v_E = \frac{v_i}{\sigma_d}.$$

Па се враћањем у претходну једначину може добити индукована брзина на ротору:

$$v_i = \sqrt{\frac{T \sigma_d}{\rho A_R}} = \sqrt{\frac{T}{\rho A_R k_v}} = a \sqrt{\frac{T_R}{2 \rho A_R}}, \quad (3.20)$$

где је T_R сила потиска изолованог пропелера (ротора) а $a = \sqrt{2/(\bar{T}_R k_v)}$ је прираштај индуковане брзине који је последица канала. Ако се сада сила пропелера представи преко коефицијента потиска C_T :

$$T_R = \frac{1}{2} C_T \rho (\omega R)^2 \pi R^2, \quad (3.21)$$

онда се може дефинисати однос:

$$\lambda_i = \frac{v_i}{\omega R} = \sqrt{\frac{T\sigma_d C_T \pi R^2}{2T_R A_R}} = a \frac{1}{2} \sqrt{\frac{C_T \pi R^2}{A_R}} = a \frac{1}{2} \sqrt{\frac{C_T}{1 - \left(\frac{r_0}{R}\right)^2}} \quad (3.22)$$

где је r_0 полупречник главчине ротора (део ротора који не учествује у стварању потиска). Из израза за индуковану снагу пропулзора $P_i = T_{Ri} v_i = T_{ID} \bar{T}_R v_i$ може се комбиновањем са једначином (3.18) добити израз за идеалну силу потиска:

$$T_{ID} = \sqrt[3]{\frac{k_V}{2\bar{T}_R^2} \left(\sqrt{2\rho\pi R^2 P_i}\right)^{2/3}}. \quad (3.23)$$

Шајдаков први члан у једначини $K_I = \sqrt[3]{k_V / (2\bar{T}_R^2)}$ који показује колико се повећава сила потиска ротора назива квалитет идеалног система (рус. *качество идеальной системы*). До сличног обрасца само у другом облику може се доћи и уколико се индукована снага изрази преко разлике кинетичке енергије струје тј.:

$$P_i = E_{k1} - E_{k0} = \frac{1}{2} \dot{m} v_E^2 = \frac{1}{2} \rho A_R k_V^2 v_i^2 = \frac{T^{3/2}}{\sqrt{4\sigma_d \rho A_R}}. \quad (3.24)$$

Када се узме у обзир да је снага слободног пропелера $P_{iR} = T^{3/2} / \sqrt{2\rho A_R}$ може се дефинисати однос снага вентилаторског и слободног пропулзора $\frac{P_i}{P_{iR}} = 1 / \sqrt{2\sigma_d}$.

Разматрање губитака ротора услед отпора аеропрофила лопатица, неравномерне расподеле индуковане брзине на диску ротора, трења канала, отпори у дифузору и сл. најједноставније је увођењем коефицијента корисности пропулзора $\eta_0 = P_i / P$. Израз (3.22) сада добија облик:

$$T_{ID} = \sqrt[3]{\frac{k_V}{2\bar{T}_R^2} \left(\sqrt{2\rho\pi R^2 \eta_0 P_i}\right)^{2/3}}. \quad (3.25)$$

Величина зазора између врха лопатица и канала δ [%] = 100 · (R_K - R) / R (где је R_K полупречник канала на месту ротора) значајно утиче на рад вентилаторског пропулзора. Шајдаков и Завалов [73] на основу експерименталних резултата представљају коефицијент ε који указује на пад силе потиска канала настале услед постојања зазора:

$$\varepsilon = 1 - 0.12\delta + 0.01\delta^2. \quad (3.26)$$

При чему израз за ε важи у интервалу $\delta = 0 \dots 3$ % а сила потиска канала се одређује:

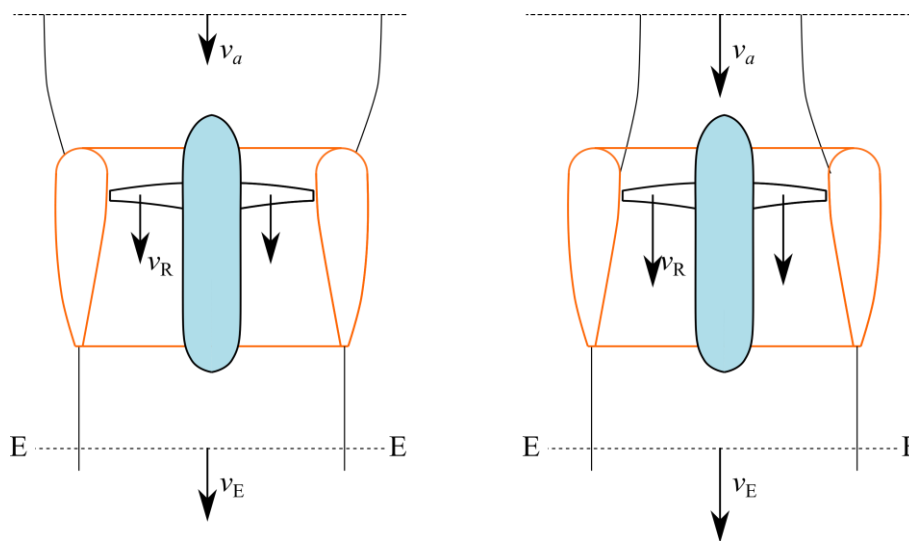
$$T_K = \varepsilon T_{K0} \quad \text{тј.} \quad \bar{T}_K = \varepsilon \bar{T}_{K0}. \quad (3.27)$$

где је T_{K0} сила потиска канала без зазора. Такође имајући у виду претходне једначине сила потиска пропелера може се одредити:

$$T_R = T - T_K = T(1 - \bar{T}_K) = T(1 - \varepsilon \bar{T}_{K0}) = T[\varepsilon \bar{T}_{R0} + (1 - \varepsilon)] \quad (3.28)$$

где је T_{R0} сила потиска ротора постављеног идеално у каналу без зазора.

3.1.2 Каналисана елиса у режиму аксијалног лета (пењање)



Слика 3.3 Каналисани пропулзор у аксијалном лету

При релативно малим брзинама (лево) и при великим брзинама лета (десно).

Уколико се пропулзор креће аксијалном брзином v_a струјна слика изгледаће другачије у односу на случај лебдења. Такође при већим брзинама струјање се не може посматрати као нестишљиво те ће доћи до сабијања ваздуха у зони испред уводника (Слика 3.3). Размотримо случај релативно малих брзина лета када се стишљивост ваздуха може занемарити ($M < 0.3$). На сличан начин као и за случај лебдења може се извести израз за силу потиска у облику:

$$T = \dot{m}(v_E - v_a) = \rho v_R A_R (k_V v_R - v_a). \quad (3.29)$$

где је $k_V = v_E / v_R$ однос брзина и за идеална струјања $k_V = 1/\sigma_d$. Одавде могуће је представити брзине у односу на индуковану брзину у случају лебдења тј. у режиму на радном столу:

$$\bar{v}_a = \frac{v_a}{v_{i(v_a=0)}} = \frac{v_a}{\sqrt{\frac{T}{k_V \rho A_R}}} \quad \text{и} \quad \bar{v}_R = \frac{v_R}{v_{i(v_a=0)}} = \frac{v_R}{\sqrt{\frac{T}{k_V \rho A_R}}}. \quad (3.30)$$

Заменом ових образаца у једначину (3.29) добија се квадратна једначина:

$$k_v \bar{v}_R^2 - \bar{v}_a \bar{v}_R - k_v = 0, \quad (3.31)$$

чијим решавањем се добија:

$$\bar{v}_R = \frac{\bar{v}_a + \sqrt{\bar{v}_a^2 + 4k_v^2}}{2k_v}. \quad (3.32)$$

Сада се може приказати брзина струје кроз ротор:

$$v_R = \frac{1}{2k_v} \left(v_a + \sqrt{v_a^2 + 4 \frac{T k_v}{\rho A_R}} \right). \quad (3.33)$$

Идеална индукована снага пропулзора у аксијалном лету сада се може одредити преко релације:

$$P_i = T_R v_R = \bar{T}_R T v_R = \frac{T^{3/2}}{\sqrt{k_v \rho A_R}} \bar{T}_R \bar{v}_R. \quad (3.34)$$

Уколико узмемо у обзир да су излазна брзина и брзина на ротору једнаке збиру неке излазне брзине и брзине лета онда када размотримо једначину котинитета (одржање масеног протока):

$$\dot{m} = \rho A_R v_R = \rho A_E v_E = \rho A_R (v_i + v_a) = \rho \sigma_d A_R (v_e + v_a). \quad (3.35)$$

Одавде се може показати да је: $v_e = (v_i + v_a) / \sigma_d - v_a$. Веир [56] пак дефинише брзину кроз ротор као:

$$v_R = v_a + \frac{1}{2} v_e + v_a \delta. \quad (3.36)$$

где члан $\frac{1}{2} v_e$ одговара чињеници да пола промене брзине кроз пропулзор се дешава испред ротора док δ представља брзину индуковану од стране пропулзора у аксијалном лету. Одавде може се одредити сила потиска:

$$T = \dot{m}(v_e + v_a - v_a) = \rho A_R v_R v_e = \rho A_R \left(v_a + \frac{1}{2} v_e + v_a \delta \right) v_e \quad (3.37)$$

тј. коефицијент силе потиска:

$$C_T = \frac{2T}{\rho v_a^2} = 2 \left(1 + \frac{\omega}{2v_a} + \delta \right) \frac{v_e}{v_a}. \quad (3.38)$$

Индуковани прираштај брзине у аксијалном лету δ може бити последица деловања канала δ_K као и интеракције канала и пропелера δ_R . Веир је представио образац за одређивање прираштаја брзине δ_K у функцији од односа дужине канала

наспрам излазног полупречника $s = L / R_E$ (који важи у распону $s = 0.5 \dots 2$) као и од односа максималне разлике између средње линије канала и тетиве наспрам дужине тетиве канала z (где је $z = 0.05 \dots 0.1$):

$$\delta_K = 1 - \sqrt{\frac{R_E}{R} \left(\frac{0.458 + 4.431s}{1 + 1.089s} z + \frac{2.033 + 4.8s}{1 + 0.893s} s z^2 \right)}. \quad (3.39)$$

Индуковани прираштај брзине у аксијалном лету од стране ротора δ_R могуће је одредити помоћу обрасца:

$$\delta_R = K \left(\sqrt{1 + C_{Tr}} - 1 \right), \quad (3.40)$$

где је K фактор који зависи од геометрије канала и од позиције ротора унутар њега, а C_{Tr} је коефицијент потиска слободног пропелера:

$$C_{Tr} = 2 \left(1 + \frac{v_e}{2v_a} \right) \frac{v_e}{v_a}. \quad (3.41)$$

Сада укупна индукована брзина од стране канала биће једнака суми оба прираштаја тј. $v_a \delta = v_a \delta_K + v_a \delta_R$.

3.2 Једнодимензиони аеротермодинамички модел

Аеротермодинамички модел пропулзора (често називан и енергетски модел) базиран је на термодинамичким струјним релацијама и на динамици једнодимензионог флуида. Овај модел омогућава поједностављено разматрање пропулзора узимајући у обзир и стишљивост флуида где су карактеристике геометрије канала и пропелера узете кроз коефицијенте корисности као и коефицијенте пада тоталног притиска.

Узмимо у разматрање отворену контролну запремину кроз коју струји маса гаса и кроз чије зидове се врши размена топлотне и механичке енергије између гаса и околине. Специфични рад струјања кроз проточну површину може се приказати као:

$$\int dW_s = \int p A dx \Rightarrow W_s = pV \Rightarrow w_s = \frac{W_s}{m} = \frac{p}{\rho} \Rightarrow w_s = pv. \quad (3.42)$$

Уколико усвојимо да се унутар контролне запремине не дешавају никакве хемијске, нуклеарне и сличне трансформације као и да не постоје никакве магнетна, нуклеарна и сл. дејства на гас може се записати једначина о одржању енергије у следећем облику:

$$\dot{m}_1 \left(u_1 + p_1 v_1 + \frac{c_1^2}{2} \right) + \dot{Q} - \dot{W} = \dot{m}_2 \left(u_2 + p_2 v_2 + \frac{c_2^2}{2} \right). \quad (3.43)$$

где су u специфична унутрашња енергија гаса, pv специфични рад протискавања (струјања) гаса, $c^2/2$ специфична кинетичка енергија гаса а W и Q размењен рад и размењена топлота између гаса и околине респективно. За $R, C_p, C_v = \text{const}$, и имајући у обзир релације $C_p / C_v = \kappa$ и $C_p - C_v = R$, као и калоричке релације $du = C_v dT, dh = C_p dT$ као и да из једначине идеалног гаса следи $pv = RT$ може се записати:

$$u + pv = C_v T + RT = C_p T = h, \quad (3.44)$$

где је h специфична енталпија (термомеханички потенцијал) гаса. Из једначине континуитета следиће $\dot{m} = \dot{m}_1 = \dot{m}_2 = \text{const}$. Сада израз (3.43) се може записати у облику:

$$h_1 + \frac{c_1^2}{2} + q - w = h_2 + \frac{c_2^2}{2}, \quad (3.45)$$

при чему је $q = Q / m$ специфична топлота а $w = W / m$ специфичан рад. Уколико дефинишемо тоталну енталпију као $h^* = h + c^2/2$ добићемо:

$$h_1^* + q - w = h_2^* \Rightarrow (C_p = \text{const}) \Rightarrow C_p T_1^* + q - w = C_p T_2^*. \quad (3.46)$$

За изоенергетске процесе (када нема размене топлоте и рада) следиће $h_1^* = h_2^* = \text{const}$ тј. за адијабатски изоловане системе без размене топлоте ($q = 0$) $h_1^* - w = h_2^*$.

Из првог закона термодинамике $\delta q = du + \delta w$, Клаузијусовог израза за ентропију $ds = \delta q / T$ и из већ поменутог израза за специфични рад $\delta w = p dv$ може се записати:

$$T ds = du + p dv. \quad (3.47)$$

Ако размотримо сада израз за енталпију (3.44) у диференцијалном облику:

$$dh = du + p dv + v dp, \quad (3.48)$$

следиће:

$$T ds = dh - v dp \Rightarrow ds = \frac{c_p dT}{T} - \frac{R dp}{p}, \quad (3.49)$$

тј. за константне специфичне топлоте C_p и C_v :

$$s_2 - s_1 = C_p \ln \frac{T_2}{T_1} - R \ln \frac{p_2}{p_1} = C_v \ln \frac{T_2}{T_1} + R \ln \frac{v_2}{v_1}. \quad (3.50)$$

Одавде могу се извести изентропске релације ($s_2 - s_1 = 0$):

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{(\kappa-1)/\kappa} = \left(\frac{\rho_2}{\rho_1} \right)^{\kappa-1}. \quad (3.51)$$

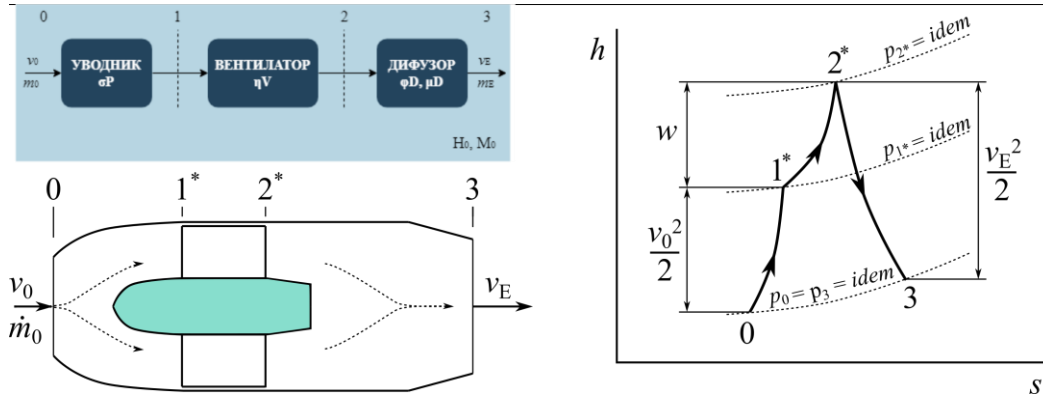
Карактеристике радне материје (ваздуха) у функцији су од висине на којој се налази пропулзор и могу се одредити преко ISA релација:

$$T_0 = 288.15 - 0.0065H_0 \text{ [K]},$$

$$p_0 = 101325 \left(1 - \frac{H_0}{44300} \right)^{5.25588} \text{ [Pa]}, \quad (3.52)$$

$$\rho_0 = 1.225 \left(1 - \frac{H_0}{44300} \right)^{4.25588} \text{ [kg/m}^3\text{]}.$$

при чему су 288.15, 101325 и 1.225 температура, притисак и густина на нултој надморској висини ($H_0 = 0 \text{ m}$) а обрасци важе само за стратосферу (до $H_0 = 11000 \text{ m}$).



Слика 3.4 Пропулзивно коло електровентилаторског пропулзора

Пропулзивно коло пропулзора (лево - горе), шема пропулзора (лево - доле) и одговарајући h - s дијаграм у случају аксијалног лета (десно).

Размотримо сада промене кроз елементе пропулзора (Слика 3.4). У уводнику вршиће се скоро изентропско изоенергетско сабијање ваздуха при чему се његова ефикасност може дефинисати помоћу коефицијента обнове тоталног притиска σ_{PU} . Одавде промене притиска и температуре кроз уводник могу се приказати помоћу релација:

$$h_1^* = h_0 + \frac{v_0^2}{2} \Rightarrow T_1^* = T_0 + \frac{v_0^2}{2C_p} = T_0 \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_0^2 \right), \quad (3.53)$$

$$p_1^* = \sigma_{PU} p_0^* = \sigma_{PU} p_0 \left(\frac{T_1^*}{T_0} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} = \sigma_{PU} p_0 \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}$$

где је $M_0 = v_0 / a_0 = v_0 / (\kappa RT_0)^{1/2}$ Махов број лета. Кроз вентилатор доводи се енергија у пропулзивном колу при чему се врши сабијање ваздуха са степеном сабијања π_v (према [64] степен сабијања код вентилаторских пропулзора за мале беспилотне летелице је $\pi_v 1.02 \dots 1.16$). Губици код вентилатора се могу поделити на аеротермодинамичке и механичке η_m (последица механичког преноса на вратилу ротора). Када се посматрају аеротермодинамички губици најпопуларнија су два коефицијента за њихово представљање: изентропски коефицијент корисности η_v и политропски коефицијент корисности e_v . Изентропски коефицијент корисности представља однос изентропског w_s и реалног рада w . Промене параметара кроз вентилатор могу се приказати релацијама:

$$h_2^* = h_1^* + w, \quad h_{2is}^* = h_1^* + w_s, \quad h_2^* = \frac{h_{2is}^* - h_1^*}{\eta_v} + h_1^*, \quad (3.54)$$

$$p_2^* = \pi_v p_1^* \Rightarrow h_{2is}^* = h_1^* \pi_v^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \Rightarrow T_2^* = T_1^* \left(\frac{\pi_v^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\eta_v} + 1 \right).$$

При чему је потребна снага вентилатора $P_v = \dot{m}w/\eta_m$. Кроз дифузор (у зависности од брзина лета и облика може бити и млазник) доћи ће до потпуне експанзије гаса до атмосферског притиска $p_3 = p_0$. Овај случај је најповољнији из аспекта специфичног потиска (доказ дат у [179]). Имајући ово у виду релације за дифузор изгледаће:

$$h_{3is} = \frac{h_2^*}{\left(p_2^* / p_1 \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} \Rightarrow v_{is}^2 = 2(h_2^* - h_{3is}), \quad (3.55)$$

$$v_i = \varphi_D v_{is} \Rightarrow v_i = \varphi_D \sqrt{2C_p T_2^* \left(1 - \frac{1}{\pi_\Sigma^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} \right)}.$$

где је φ_D брзински коефицијент истицања дифузора, а $\pi_\Sigma = \pi_\Sigma \pi_U \pi_{PU}$ сумарни степен сабијања пропулзора. Из већ познатог израза за силу потиска следиће:

$$T = \mu_D \dot{m}(v_E - v_0) + A_E(p_3 - p_0) = \mu_D \dot{m}(v_E - v_0). \quad (3.56)$$

при чему је μ_D коефицијент протока и указује на губитке у потиску настале због чињенице да услед граничног слоја, хидрауличких губитака у дифузору и сл. ефективни проток (и попречни пресек) су мањи од идеалног.

Масени проток може се одредити помоћу релације:

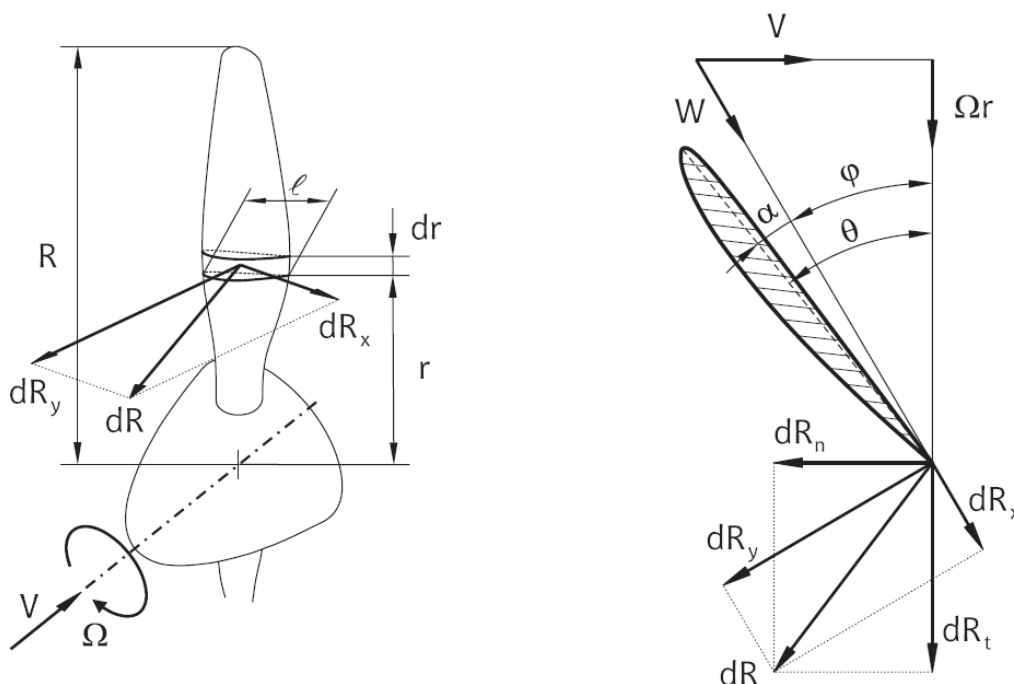
$$\dot{m} = \rho_3 v_i A_E = s \cdot q(\lambda) A_E \frac{P^*}{\sqrt{T^*}}. \quad (3.57)$$

Где је $q(\lambda)$ гасодинамичка функција Лаваловог броја а s :

$$s = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} \frac{1}{R} \left(\frac{2}{\kappa+1} \right)^{\frac{1}{\kappa-1}}}. \quad (3.58)$$

3.3 Метод елемента крака елисе

Теорија тј. метод елемента крака елисе (пропелера) посматра сваки елемент дуж крака лопатице као независан аеропрофил у дводимензионалном струјању (Слика 3.5). Другим речима теорија елемента елисе представља теорију узгонских линија примењену на ротирајуће крило. Када су познате карактеристике аеропрофила могуће је интегралњем по краку добити укупну силу потиска као и потребни обртни момент.



Слика 3.5 Елемент крака елисе [180]

Елемент на краку елисе (лево) и дијаграм брзина и сила на елементу (десно).

Из троугла брзина (Слика 3.5) резултујућа брзина W може се записати као:

$$W = \sqrt{V^2 + (\Omega r)^2}, \quad (3.59)$$

док се аеродинамички нагибни угао може одредити преко израза:

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{V}{\Omega r}. \quad (3.60)$$

Аеродинамички нападни угао елемента крака (локалног аеропрофила) биће:

$$\alpha = \theta - \varphi. \quad (3.61)$$

Елементарне силе узгона и отпора могу се одредити као:

$$dR_y = c_y q l dr = \frac{1}{2} c_y \rho W^2 l dr, \quad (3.62)$$

$$dR_x = c_x q l dr = \frac{1}{2} c_x \rho W^2 l dr. \quad (3.63)$$

Нормална и тангенцијална сила на елементу крака биће:

$$dR_n = dR_y \cos \varphi - dR_x \sin \varphi = \frac{1}{2} \rho W^2 (c_y \cos \varphi - c_x \sin \varphi) l dr, \quad (3.64)$$

$$dR_t = dR_y \sin \varphi + dR_x \cos \varphi = \frac{1}{2} \rho W^2 (c_y \sin \varphi + c_x \cos \varphi) l dr. \quad (3.65)$$

Елементарна сила потиска T и елементарни обртни моменат Q биће:

$$dT = N dR_n = \frac{1}{2} N \rho W^2 (c_y \cos \varphi - c_x \sin \varphi) l dr, \quad (3.66)$$

$$dQ = N r dR_t = \frac{1}{2} N \rho W^2 (c_y \sin \varphi + c_x \cos \varphi) l r dr. \quad (3.67)$$

Где је N број лопатица елисе. Снага P је производ обртног момента и угаоне брзине тј.

$$dP = \Omega dQ = \frac{1}{2} \Omega N \rho W^2 (c_y \sin \varphi + c_x \cos \varphi) l r dr. \quad (3.68)$$

Као што се може приметити овај метод узима у обзир аеродинамичке карактеристике аеропрофила кроз коефицијент узгона c_y (α , M , Re) и коефицијент отпора c_x (α , M , Re). Такође може се уочити да се разматрају и аксијална брзина лета (V) угаона брзина ротора Ω , уградни угао аеропрофила θ (r) дуж размаха као и тетива l (r) дуж размаха крака елисе. Овим методом међутим не одређују се индуковане брзине и за ове потребе метод елемента крака елисе се најчешће комбинује са неком другом теоријом. Најпопуларније су комбинације са: моментном теоријом (теорија идеалне елисе), вртложном теоријом и са теоријом узгонске линије [180, 181].

3.3.1 Комбинована теорија елемента крака / теорија идеалне елисе

Уколико у теорији идеалне елисе уведемо аксијални индукциони фактор a којим дефинишемо промену брзине испред елисе:

$$a = \frac{v_1 - v_0}{v_0} \Rightarrow v_1 = v_0(1 + a), \quad (3.69)$$

као и тангенцијални индукциони фактор a' :

$$a' = \frac{\omega}{2\Omega} \Rightarrow v_t = 2a'\Omega r. \quad (3.70)$$

где је v_t тангенцијална компонента индуковане брзине. Одавде следи резултујућа брзина W :

$$W = \sqrt{[V(1+a)]^2 + [\Omega r(1-a')]^2}, \quad (3.71)$$

док се нагибни угао може одредити:

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{V(1+a)}{\Omega r(1-a')}. \quad (3.72)$$

Сада пропулзивна сила и обртни момент могу се одредити:

$$dT = 4\pi\rho V^2 a(1+a)rdr = \pi\sigma\rho V^2 \frac{(1+a)^2}{\sin^2 \varphi} (c_y \cos \varphi - c_x \sin \varphi) r dr \quad (3.73)$$

$$dQ = 4\pi\rho V \Omega a'(1+a)r^3 dr = \pi\sigma\rho \Omega^2 \frac{(1-a')^2}{\cos^2 \varphi} (c_y \sin \varphi + c_x \cos \varphi) r^4 dr, \quad (3.74)$$

где је σ локални коефицијент испуне (или степен пуноће) елисе:

$$\sigma = \frac{Nl}{2\pi r}. \quad (3.75)$$

Аксијални и тангенцијални индукциони фактор могу се одредити итеративно:

$$a = \frac{1}{1+G}, \quad G = \frac{4 \sin^2 \varphi}{\sigma(c_y \cos \varphi - c_x \sin \varphi)}, \quad (3.76)$$

$$a' = \frac{1}{G'-1}, \quad G' = \frac{4 \cos^2 \varphi \tan \varphi}{\sigma(c_y \sin \varphi + c_x \cos \varphi)}. \quad (3.77)$$

Описани модел разматра елису са бесконачним бројем кракова и не узима у обзир губитке настале на крајевима крака (лопатице). Ови ефекти могу се узети у обзир применом Прантловог корекционог фактора:

$$F = \frac{2}{\pi} \arccos e^{-f}, \quad f = \frac{N}{2} \frac{R-r}{r \sin \varphi}. \quad (3.78)$$

Елементарна сила потиска и елементарни обртни момент могу се сада одредити:

$$dT = 4\pi\rho V^2 a(1+a)Frdr, \quad (3.79)$$

$$dQ = 4\pi\rho V \Omega a'(1+a)Fr^3 dr. \quad (3.80)$$

као и аксијални и тангенцијални индукциони фактор:

$$\frac{a}{1+a} = \frac{\sigma(c_y \cos \varphi - c_x \sin \varphi)F}{4 \sin^2 \varphi}. \quad (3.81)$$

$$\frac{a'}{1-a'} = \frac{\sigma(c_y \sin \varphi + c_x \cos \varphi)F}{4 \sin \varphi \cos \varphi}. \quad (3.82)$$

Битно је напоменути да Прантлова функција одговара слободној елиси и не може се применити на каналисани пропулзор. За одређивање губитака код каналисаних пропулзора Шајдаков је модификовао Прантлову функцију:

$$\Phi_{SH} = 1 - \frac{F(\arcsin e^{-f}, e^{-f\delta})}{K(e^{-f\delta})}, \quad (3.83)$$

где су F и K елиптични интеграли:

$$F(k, \varphi) = \int_0^\varphi \frac{d\varphi}{\sqrt{1-k^2 \sin^2 \varphi}}, \quad K(k) = F\left(k, \frac{\pi}{2}\right), \quad (3.84)$$

а функција f_δ :

$$f_\delta = \frac{N \cdot \delta}{r \sin \varphi}. \quad (3.85)$$

Може се видети да ће у случају када зазор $\delta \rightarrow \infty$ Шајдаковљев фактор постати идентичан Прантловом.

3.3.2 Одређивање геометрије крака елисе

Уколико се у десној страни израза за елементарни потисак тј. за елементарни обртни момент (једначине 3.66 и 3.67) коефицијент узгона аеропрофила c_y извуче испред заграде и уведе динамички притисак $q_R = 0.5\rho W^2$ могу се добити следећи изрази:

$$dT = Nq_R c_y \left(\cos \varphi - \frac{c_x}{c_y} \sin \varphi \right) l dr, \quad (3.86)$$

$$dQ = Nq_R c_y \left(\sin \varphi + \frac{c_x}{c_y} \cos \varphi \right) l r dr. \quad (3.87)$$

Може се приметити да је за високе односе силе потиска према обртном моменту (тј. снази) потребно повећавати финесу аеропрофила. Из овог разлога приликом пројектовања геометрије крака елисе уградни нагибни угао θ бира се тако да нападни угао аеропрофила одговара његовој максималној вредности финесе (једначина 3.61). Одређивање локалне тетиве l аеропрофила елемента крака може се извршити реорганизацијом једначине за елементарну силу потиска:

$$l = \frac{dT/dr}{Nq_R c_y \left(\cos \varphi - \frac{c_x}{c_y} \sin \varphi \right)} = \frac{dT/dx}{RNq_R c_y \left(\cos \varphi - \frac{c_x}{c_y} \sin \varphi \right)} \quad (3.88)$$

где је $x = r / R$. Однос dT / dx представља расподелу силе потиска дуж крака елисе. Ова вредност се може одабрати тако да буде константна међутим у том случају тетиве у корену крака имаће превелике вредности. Друга могућност је изабрати неку линеарну или експоненцијалну зависност. Шихи на пример [53] предлаже давање максималне вредности тетиве у корену на основу које се могу одредити остале док Веир [56] предлаже експоненцијалну функцију у облику:

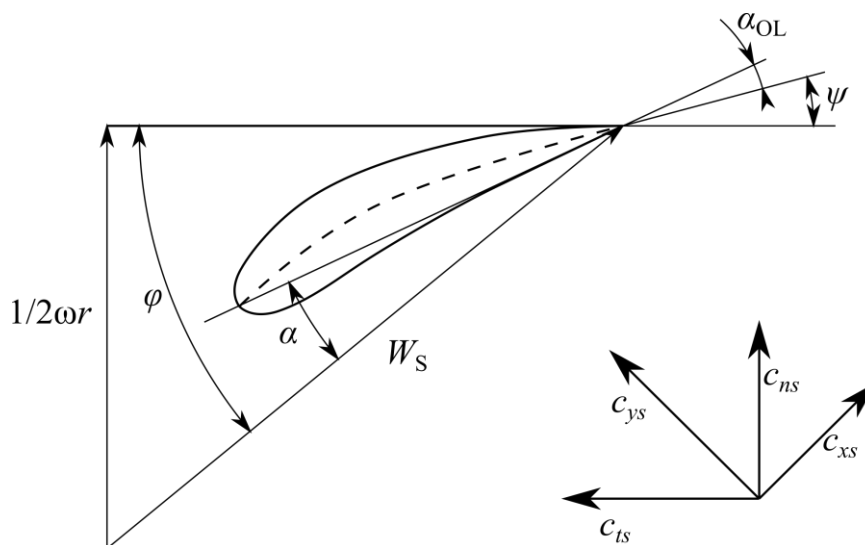
$$\frac{dT}{dx} = \left(\frac{x}{x_H} \right)^{A_1}, \quad (3.89)$$

где је x_H позиција корена (главчине) елисе а A_1 је параметар који се у почетку претпоставља а касније итеративно мења како би се остварио жељени потисак.

3.3.3 Одређивање геометрије исправљача струје (статор)

Код каналисаних пропулзора често се уводи статор унутар канала како би се смањили губици настали услед вртложења ваздушне струје иза елисе. Такође статор се користи и за поништавање обртног момента који се јавља у равни обртања. Скретање струје омогућава се геометријом локалног аеропрофила код које је средња линија таква да је излазна ивица тангентна оси канала (претпоставља се да је аеропрофил танак слично као у каскадној теорији) док се поништавање обртног

момента обезбеђује изједначавањем обртног момента елемента крака статора са обртним моментом елемента крака ротора.



Слика 3.6 Елемент крака исправљача струје (статора)

Дијаграм брзина и сила на елемену крака статора.

Елементарни обртни момент статора се одавде може одредити:

$$dQ_S = N_S q_R c_{yS} \left(\sin \psi + \frac{c_{xS}}{c_{yS}} \cos \psi \right) l_S r dr = dQ. \quad (3.90)$$

Слично ротору, како би се максимално повећао потисак који производи ста-тор потребно је нападне углове аеропрофила поставити тако да се оствари макси-мална финеса. Изједначавањем оба израза за елементарни обртни момент (ротора и статора) може се одредити потребна тетива статора l_S :

$$l_S = \frac{N l c_y \left(\sin \varphi + \frac{c_x}{c_y} \cos \varphi \right) \cos^2 \varphi}{N_S c_{yS} \left(\sin \psi + \frac{c_{xS}}{c_{yS}} \cos \psi \right) \sin^2 \psi}. \quad (3.91)$$

3.4 Мере квалитета каналисане елисе

Основна идеја приликом пројектовања пропулзора јесте да се задата сила потиска оствари са што мањом потребном снагом тј. да се расположивом снагом мотора оствари што је већа могућа сила потиска. Како би могли да се пореде различити пропулзори потребно је дефинисати неке њихове квалитативне и кван-

титативне дескрипторе. Две карактеристичне величине како елисе тако и каналисана елисе које се често користе у пракси јесу оптерећење равни обртања T/A (такође познато и као оптерећење диска DL) и специфична снага елисе P/T (често и $PL = T/P$, енг. *power loading*). Ове величине нису бездимензионе што може бити непогодно за поређење пропулзора различитих габарита. Из овог разлога уведени су бездимензиони коефицијенти међу којима најчешће се користе коефицијент рада или коефицијент индуковане брзине $\lambda = v_H / (\Omega R)$, коефицијенти потиска (вучне силе) C_T , снаге C_P и обртног момента C_Q :

$$C_T = \frac{T}{\rho A \Omega^2 R^2}, \quad C_P = \frac{P}{\rho A \Omega^3 R^3}, \quad C_Q = \frac{Q}{\rho A \Omega^2 R^3}. \quad (3.92)$$

Један од начина дефинисања оптималног ротора јесте однос C_T / C_P док се у пракси као мерило квалитета елисе вероватно најчешће користи ефикасност елисе η . Ефикасност елисе представља однос снаге лета и реалне снаге пропулзора:

$$\eta = \frac{TV}{P}. \quad (3.93)$$

Пошто је ефикасност у статичком режиму рада (случај лебдења) једнака нули за потребе одређивања ефикасности пропулзора у овом режиму рада најчешће се користи степен искоришћења тј. ефикасност пропулзора у лебдењу FM (енг. *Figure of Merit*) који представља однос идеалне снаге потребне за лебдење и реалне снаге мотора:

$$FM = \frac{P_{ID}}{P} = \frac{C_{PID}}{C_P} = \frac{C_{PID}}{kC_{PID} + C_{P0}} = \frac{C_T^{3/2} / \sqrt{2}}{C_P}. \quad (3.94)$$

Где је C_{P0} снага потребна за савладавање профилног отпора а k поправни коефицијент којим се узима у обзир неравномерност струјања. Специфична снага елисе може се изразити преко оптерећења диска и ефикасности у лебдењу:

$$PL = \frac{T}{P} = \frac{T}{P_{ID}} FM = \sqrt{\frac{2\rho}{T/A}} FM. \quad (3.95)$$

Код каналисаних елиса треба имати у виду да осим претходно наведених параметара велики удео у квалитету рада пропулзора има и степен ширења дифузора σ_d и било би неприлично поредити рад два пропулзора са различитим степеном ширења. Као што је већ приказано идеална снага се може одредити:

$$P_{ID} = T_R v_i = \frac{T}{2\sigma_d} \sqrt{\frac{\sigma_d T}{\rho A}} = \frac{T^{3/2}}{\sqrt{4\sigma_d \rho A}}, \quad (3.96)$$

$$C_{P_{ID}} = C_{T_R} \lambda_i = \frac{T}{2\sigma_d} \sqrt{\sigma_d C_T} = \frac{C_T^{3/2}}{2\sqrt{\sigma_d}}. \quad (3.97)$$

Код каналисаних елиса веза између специфичне снаге и ефикасности у лебдењу може се изразити као:

$$PL = \frac{T}{P} = \sqrt{\frac{4\sigma_d \rho}{T/A}} FM = \sqrt{\frac{4\rho}{T/A}} FM \sqrt{\sigma_d}, \quad (3.98)$$

или изражено преко бездимензионих коефицијената:

$$\frac{C_T}{C_P} = \frac{2}{\sqrt{C_T}} FM \sqrt{\sigma_d}. \quad (3.99)$$

4 Параметризација облика геометрије

Како би се смањило број параметара у оптимизационом алгоритму и тиме убрзао процес оптимизације, пожељно је представити геометрију неким параметризационом методом где је могуће дефинисати облик са неколико параметара. Параметризациони методи дакле, морају омогућити широк спектар генерисаних геометрија са што мањем бројем параметара. У ваздухопловству тј. код оптимизације аеродинамичких површина битно је и да метод омогући ``пеглање`` геометријских неравнина који се могу јавити приликом генерисања геометрија. Према Самареху [182] параметризациони методи се могу сврстати у следеће категорије: базни вектори, елемент домена, парцијалне диференцијалне једначине, дискретне, полиноми и сплајнови, слободна деформација облика - *FFD* (енг. *Free Form Deformation*) базирана на *CAD* (енг. *Computer Aided Design*) и модификовани *FFD*. Он наводи да су ПДЈ методи комплексни и временски захтевни те су ограничени на једноставније геометрије, да је дискретним методима тешко остварива глаткост геометрија и да за комплексније геометрије захтевају велики број променљивих параметара, да су методи базирани на базним векторима ограничени на једну дисциплину и на релативно мале и једноставне геометријске промене као и да је тешко генерисати тродимензионалне геометрије полиномним методама при чему је потребан велики број променљивих параметара и да постоји могућност таласања геометрије.

Када су у питању аеропродили најпопуларнији методи параметризације су: Безиерове криве, трансформација класа-облик - *CST* (енг. *Class Shape Transformation*), *PARSEC* метод где је аеропродил представљен са 11 параметара, Б сплајнови и неуниформни рационални Б сплајнови - *NURBS* (енг. *Non-Uniform Rational B Splines*). У овом раду биће разматрана примена Б сплајнова и *CST* метод за параметризацију облика канала, центроплана и аеропродила пропелера каналисаног пропелера.

4.1 Параметризација класа-облик *CST*

Ову параметризациону технику представила је Кулфан 2006. године. Од иницијалног представљања до данас техника је неколико пута проширивана и надграђивана како би се узеле у обзир различите дводимензионалне и тродимензионалне геометрије [183, 184, 185, 186, 187]. Метод се састоји од аналитичке функције класе

којом су дефинисане класе облика и параметарске функције облика којом се описују одступања (пермутације) око те основне класе. Математичка формулација метода има облик:

$$\zeta(\psi) = \sqrt{\psi}(1-\psi) \sum_{i=0}^N A_i \psi^i + \psi \zeta_T, \quad (4.1)$$

где $\psi = x/c$, $\zeta = z/c$ и $\zeta_T = \Delta \zeta_{TE}/c$ при чему члан $\sqrt{\psi}$ обезбеђује заобљену нападну ивицу, члан $(1-\psi)$ осигурава оштру излазну ивицу, $\psi \zeta_T$ даје могућност мењања дебљине излазне ивице док израз $\sum_{i=0}^N A_i \psi^i$ представља општу функцију која дефинише облик између заобљене нападне ивице и оштре излазне ивице. Члан $\sqrt{\psi(1-\psi)}$ представља функција класе и у општом облику изгледа:

$$C_{N2}^{N1}(\psi) = \psi^{N1}(1-\psi)^{N2}. \quad (4.2)$$

где коефицијенти $N1$ и $N2$ одређују облик нападне и излазне ивице. За аеропрофиле са заобљеном нападном ивицом и оштром излазном ивицом $N1 = 0.5$, $N2 = 1$. Геометрија по z оси се може представити преко функције класе и облика:

$$\zeta(\psi) = C_{N2}^{N1}(\psi)S(\psi) + \psi \zeta_T. \quad (4.3)$$

Функција облика представљена је пондерисаним Бернштајновим полиномима

$$S(\psi) = \sum_{i=0}^p A_i B_{i,p}(\psi). \quad (4.4)$$

где је A_i вектор контролних тачака којима се контролише облик а $B_{i,p}(\psi)$ су Бернштајнови полиноми:

$$B_{i,p} = \binom{p}{i} \psi^i (1-\psi)^{p-i} = \frac{p!}{i!(p-i)!} \psi^i (1-\psi)^{p-i}. \quad (4.5)$$

Карактеристика Бернштајнових полинома је да је њихова сума увек једнака јединици. Такође у случају када су све контролне тачке јединице функција класе одговара Бернштајновим полиномима и уколико узмемо да су $N1 = 0.5$, $N2 = 1$ као и да је $\zeta_T = 0$, CST параметризација се може свести на (Слика 4.1):

$$\zeta(\psi) = \sqrt{\psi}(1-\psi). \quad (4.6)$$

CST параметризација може се извести и за тродимензионалне геометрије. У случају крила математичка формулација аеропрофила је модификована у облику:

$$\zeta(\psi, \eta) = \zeta_N(\eta) + C_{N2}^{N1}(\psi)S(\psi, \eta) + \psi[\zeta_T(\eta) - \Delta \alpha_T(\eta)] \quad (4.7)$$

Параметризација облика геометрије

где су: $\psi = [x - x_{LE}(\eta)] / c(\eta)$ - удео локалне тетиве, $\eta = 2y/b$ - бездимензиони полу-размах крила, $x_{LE}(\eta)$ - координате локалне нападне ивице, $c(\eta)$ - локална тетива, $\zeta_U(\eta) = z_U(\eta) / c(\eta)$ - бездимензиона координата горњаке, $\zeta_N(\eta) = z_N(\eta) / c(\eta)$ - бездимензионо локално смицање крила. Код тродимензионалне параметризације потребни су Бернштајнови полиноми по једној и по другој оси тј. функција облика изгледаће:

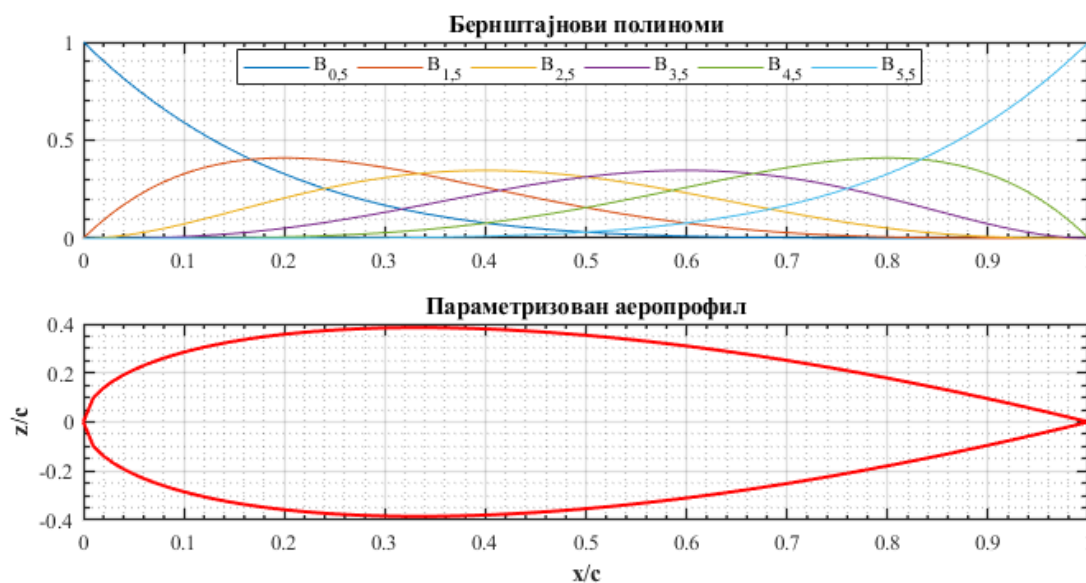
$$S(\psi, \eta) = \sum_{i=0}^{p_x} \sum_{j=0}^{p_y} A_{i,j} B_{i,p_x}^x(\psi) B_{j,p_y}^y(\eta), \quad (4.8)$$

при чему су

$$B_{i,p_x}^x(\psi) = \binom{p_x}{i} \psi^i (1-\psi)^{p_x-i}, \quad (4.9)$$

$$B_{j,p_y}^y(\eta) = \binom{p_y}{j} \eta^j (1-\eta)^{p_y-j}. \quad (4.10)$$

Може се видети да ће у случају тродимензионалне параметризације Бернштајнови полиноми да формирају површину као и да ће у овом случају коефицијенти тј. контролне тачке бити у облику матрице а не вектора.



Слика 4.1 Бернштајнови полиноми и геометрија аеропрофила

Бернштајнови полиноми за функцију класе са пет контролних тачака (горе) и геометрија параметризованог аеропрофила (доле).

4.2 Параметризација Б сплајновима

Безиеровим кривама (јед. 4.4) могуће је ефикасно представити једноставније геометрије међутим повећањем броја контролних тачака повећава се и ред Бернштајнових полинома (за n контролних тачака Бернштајнов базис је реда $n-1$) а тиме и ред криве. Проблем са Безиеровим кривама у неким случајевима може да буде и то што се променом контролних тачака мења цела геометрија тј. геометрија се не може локално мењати. Решење овим проблемима представљено је употребом Б сплајнова. Б (базни) сплајнови представљају низ међусобно повезаних Безиерових кривих нижег реда. Б сплајн могуће је математички представити у облику:

$$p(u) = \sum_{i=0}^n P_i N_{i,p}(u). \quad (4.11)$$

где је P_i контролни полигон, а $N_{i,p}$ су базне функције Б сплајна при чему:

$$N_{i,1} = \begin{cases} 1, & t_i \leq u \leq t_{i+1} \\ 0, & \text{супротно} \end{cases}, \quad (4.12)$$

и:

$$N_{i,p}(u) = \frac{(u - t_i)N_{i,p-1}(u)}{t_{i+p-1} - t_i} + \frac{(t_{i+1} - u)N_{i+1,p-1}(u)}{t_{i+p} - t_{i+1}}. \quad (4.13)$$

Вредности t_i представљају чворови сплајна и могуће је дефинисати их:

$$\begin{aligned} t_i &= 0 & \text{за} & \quad i < p \\ t_i &= i - p + 1 & \text{за} & \quad p \leq i \leq n \\ t_i &= n - p + 2 & \text{за} & \quad i > n \end{aligned} \quad (4.14)$$

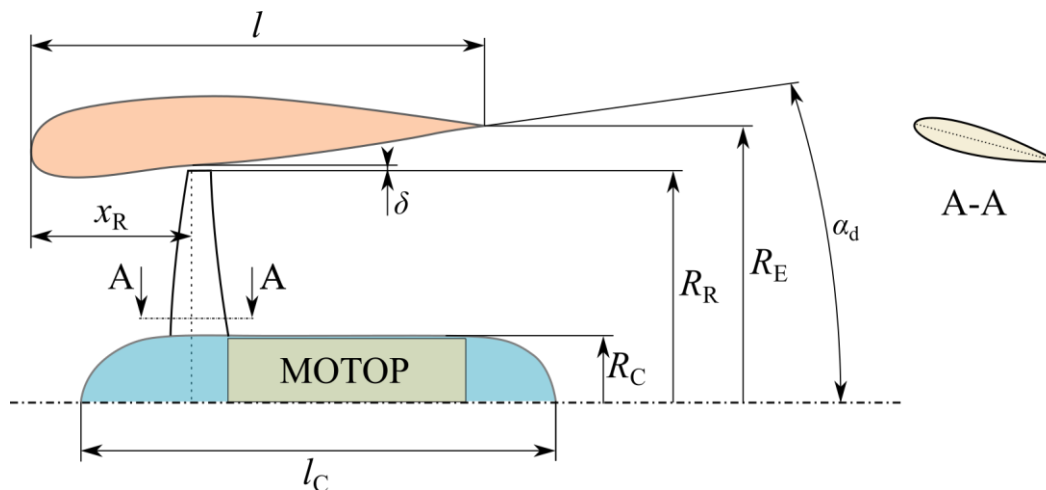
и чији могући број $t_i [0, n - p + 2)$ при чему n одговара броју контролних тачака а p реду полинома. Слично CST методу и Б сплајнове је могуће проширити у трећој димензији како би се створиле Б сплајн површине. У том случају математичка формулација изгледаће:

$$p(u, w) = \sum_{i=0}^n \sum_{j=0}^m P_{ij} N_{i,p_u}^u(u) N_{j,p_w}^w(w). \quad (4.15)$$

Са циљем да искомбинује предности оба метода (CST и Б сплајн) Страатхов [188] је увео Б сплајн функцију рефинирања помоћу које је проширио CST метод и новостворени метод је назвао CSRT (енг. *Class-Shape-Refinement-Transformation*).

4.3 Параметризација облика каналсаног пропулзора

Приликом параметризације геометрије каналсаног пропулзора, пропулзор је посматран као осносиметрично тело и вођено је рачуна о следећим параметрима: експанзионог односа σ_d тј. полупречника излазног попречног пресека R_E , тетиви канала l , углу дифузије α_d , позицији ротора у каналу x_R , зазора ротора δ и дужини центроплана l_C и полупречнику центроплана R_C (Слика 4.2).

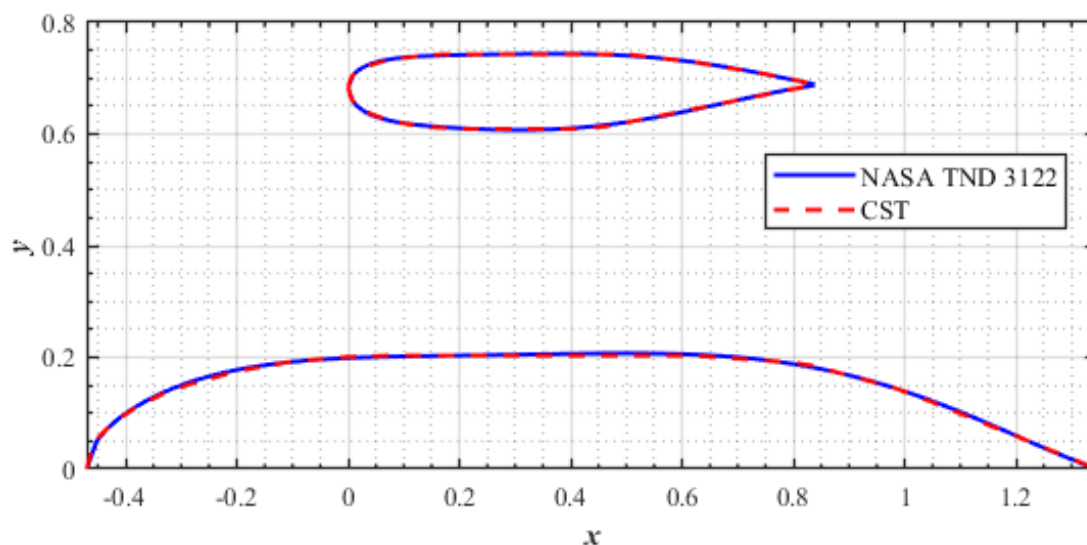


Слика 4.2 Параметри геометрије канала и центроплана

Параметризују се облици геометрија канала, центроплана и аеропрофила.

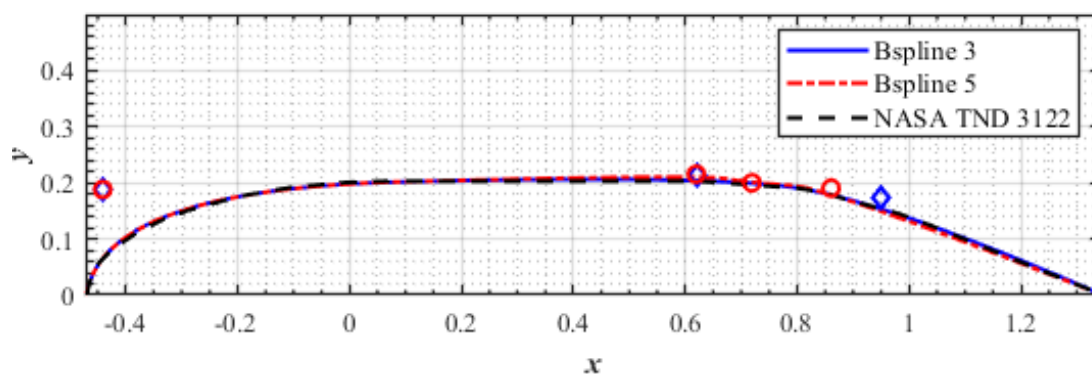
Како би се испитала оба поменута параметризациона метода извршена је параметризација облика пропулзора од 4 ft датог у [84], Б сплајновима и *CST* методом. Мада оба метода имају своје предности и мане у случају оптимизације релативно једноставне осносиметричне геометрије канала, која је слична а некад и идентична класичном аеропрофилу, и центроплана пропулзора *CST* метод показао се као супериоран. *CST* метод је био бржи а био му је потребан и мањи број параметара за квалитетно представљање геометрије (потпуна геометрија пропулзора могла је да се задовољавајуће представи са 15 параметара (Слика 4.3). Мада Б сплајн пружа већи дијапазон геометрија такође је склон стварању таласасте геометрије што је нарочито изражено при употреби већег броја контролних тачака. Такође уколико нису унапред добро ограничене вредности контролних тачака може доћи до стварања физички неизводивих геометрија. На примеру параметризованог центроплана са 5 контролних тачака (две фиксиране и 3 променљиве тј. са 6 параметара) као и са 7 контролних тачака (Слика 4.4) може се видети да геометрије изведена са 7

контролних тачака има благе осцилације у зони оштрог прелаза центроплана. Ово је донекле и очекивано са обзиром да геометрија има скоро оштру ивицу коју је једино Б сплајн са 7 тачака покушао да апроксимира док су остали ово занемарили. Треба напоменути да је коришћен генетски алгоритам приликом апроксимације те је био потребан већи број генерација него код *CST* методе и код сплајна са 3 контролне тачке.



Слика 4.3 Параметризована геометрија пропулзора од 4 ft [84]

Права геометрија приказана је црвеним испрекиданим линијама док је геометрија параметризована *CST* методом са укупно 15 параметара приказана пуном плавом линијом.



Слика 4.4 Параметризовани центроплан [84] Б сплајновима

Параметризовани центроплан Б сплајном трећег реда са три и четири променљиве контролне тачке и одговарајуће вредности контролних тачака.

5 Оптимизациони алгоритми

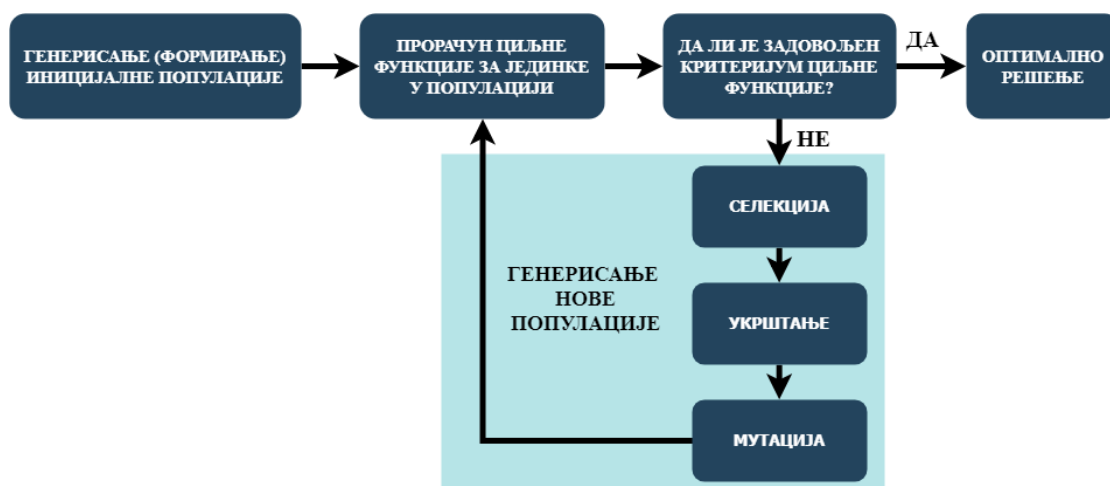
Данас постоји велики број алгоритама за проналажење оптималних вредности задатих параметара који се према начину рада најчешће деле на градијентне, хеуристичке и метахеуристичке методе. У случајевима када имамо нелинарност као и велики број променљивих параметара хеуристичке и метахеуристичке методе пружају значајне предности у односу на градијентне. Хеуристички и метахеуристички методи базирани су на основу понашања у природи или биолошких процеса.

Неки од најпознатијих метахеуристичких метода су: генетски алгоритми, оптимизација ројем честица (енг. *Particle Swarm Optimization*), алгоритам колонија мравца, алгоритам роја пчела, тражење хармоније (енг. *Harmony Search*), алгоритам свица итд. Вероватно најпопуларији су генетски алгоритми чија заступљеност је толика да је неколико хиљада књига и радова написано о њима а и велика већина светски најмоћнијих компанија их користи у свом свакодневном раду [189].

5.1 Генетски алгоритам

Генетски алгоритми су биолошки инспирисани алгоритми за оптимизацију и базирани су на Дарвиновом концепту еволуције. Њихова основна конструкција представља популација јединки при чему свака јединка представља могуће решење у претраживачком простору. Јединке су најчешће представљене бинарним низом тј. бинарном хромозом шемом. Приликом процеса оптимизације свакој јединки се процењује квалитет помоћу функције прилагођености (енг. *fitness function*). Како би се омогућило побољшавање квалитета јединки из генерације у генерацију у погледу апсолутне и средње прилагођености врши се селекција, укрштање и мутација јединки. Селекција омогућава јединкама са најбољим квалитетом већу шансу за репродукцију приликом формирања нове генерације док најгоре јединке постепено одумиру. Постоји неколико различитих метода селекције међу којима су најпознатији: турнирска селекција, рулет селекција, униформна селекција итд. Након извршене селекције врши се парење тј. размена генетских информација јединки укрштањем (енг. *crossover*). Укрштањем се врши рекомбинација гена чиме се повећава разноврсност генетског материјала. Неки од популарнијих метода укрштања су: униформно, *n-point*, аритметичко, доминантно итд. Мутацијом се насумично моди-

фикују хромозоми јединки са неком унапред утврђеном вероватноћом и она се користи како би се спречило пребрзо губљење генетског материјала тј. како се не би смањило претраживачки простор алгоритма и дошло до заустављања на неки локални екстрем. Прави одабир вероватноће мутације је битан јер ће у случају веће вероватноће алгоритам спорије конвергирати док у случају премале можда неће доћи до глобалног оптимума. Често коришћене вредности су у границама од 0.001 до 0.01 [190]. Објекат оптимизације дефинише се тзв. циљном функцијом (енг. *objective function*). Циљна функција је у суштини функција чији се екстрем тражи генетским алгоритмом. Осим простог (често називан и традиционални) генетског алгоритма (Слика 5.1) постоји велики број модификација и додатака генетским алгоритмима [191, 192, 193, 194].



Слика 5.1 Прост (традиционални) генетски алгоритам
Шематски приказ традиционалног генетског алгоритма.

5.2 Рој честица

Оптимизација ројем честица (енг. *Particle Swarm Optimisation - PSO*) први пут је представљена 1995 године од стране Кенедија и Еберхарта [195]. Ова оптимизација базирана је на понашању јата птица и риба као и ројева инсеката у природи. И поред сличности са генетским алгоритмима ова оптимизација не користи функције укрштања и мутације већ насумичност реалних бројева (не постоји кодирање у бинарне бројеве као у случају простих ГА) и комуникацију између честица у роју. Потрага оптималног решења код овог алгоритма обавља се подешавањем трајекторија појединих честица при чему се њихово кретање састоји од детерминистичке и стохастичке компоненте. Свака честица нагиње кретању према оној са најбољом

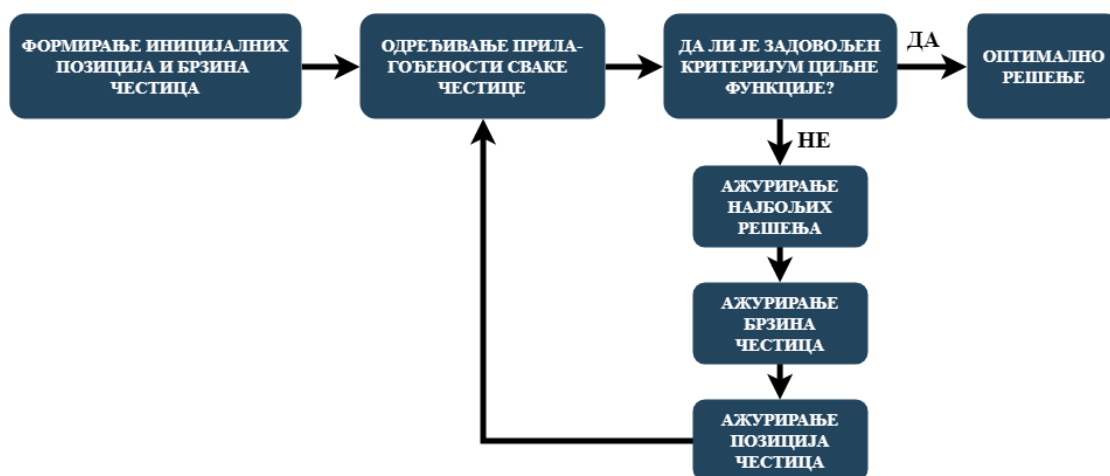
прилагођеношћу (енг. *fitness*) и према најбољој вредности из своје прошлости при чему истовремено има тенденцију да се креће насумично. Када честица пронађе бољу вредност функције прилагођености она ажурира своје стање као ново најбоље стање за ту честицу.

Алгоритам роја честица почиње тако што се иницијализирају вредности за вектор положаја x_i и вектор брзине v_i сваке од честица у роју. Нови вектор брзине може се одредити једначином:

$$v_i^{k+1} = v_i^k + \alpha \varepsilon_1 (p^* - x_i^k) + \beta \varepsilon_2 (x_i^* - x_i^k). \quad (5.1)$$

Где су p^* - тренутно најбоља вредност функције прилагођености, x_i^* - најбоља вредност те честице у прошлости, ε_1 и ε_2 су насумични (случајни) вектори са вредностима између 0 и 1 док су α и β параметри учења тј. константе убрзања (типично се узима $\alpha \approx \beta \approx 2$) при чему α се назива когнитивни фактор а β социјални фактор. Иницијалне вредности брзине могу бити узете да буду нула тј. $v_i^{k=0} = 0$. У овом случају нова позиција може се одредити:

$$x_i^{k+1} = x_i^k + v_i^{k+1}. \quad (5.2)$$



Слика 5.2 Алгоритам роја честица
Шематски приказ алгоритма роја честица.

Како би се убрзао алгоритам често се уводи и инерцијална функција $\theta(k)$ па се нова брзина одређује као:

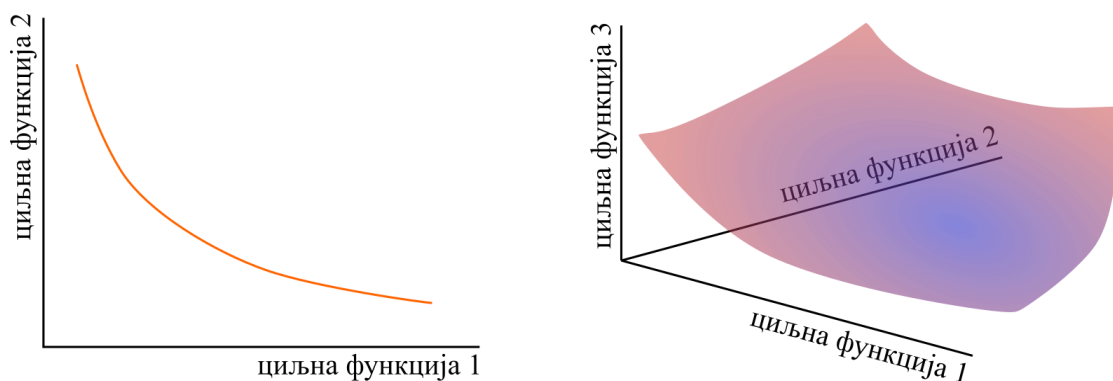
$$v_i^{k+1} = \theta v_i^k + \alpha \varepsilon_1 (p^* - x_i^k) + \beta \varepsilon_2 (x_i^* - x_i^k). \quad (5.3)$$

при чему θ може имати вредности између 0 и 1 а у најједноставнијем случају може имати константну вредност типично између 0.5 и 0.9 [189]. Други начин убрзања је

и применом функције која се смањује (на пр. $\alpha = \alpha_0 e^{-\gamma^k}$ или $\alpha = \alpha_0 \gamma^k$ где $0 < \gamma < 1$) како би се смањила насумичност у даљим итерацијама алгоритма.

5.3 Вишекритеријумска оптимизација

Код класичне оптимизације разматра се само једна циљна функција и оптимална вредност је увек скалар. Осим ове постоји и вишекритеријумска (енг. *multi-objective*) оптимизација у којој се разматрају случајеви са више циљних функција. Пошто је решење циљних функција вектор ова оптимизација назива се и векторска оптимизација. Вишекритеријумске оптимизације често немају само једно оптимално решење које одговара свим циљним функцијама већ више оптималних решења који представљају компромисно решење између свих циљних функција. Овај сет решења назива се Парето оптимални сет решења а слика његових циљних функција представља Парето фронт (Слика 5.3).



Слика 5.3 Парето фронт

Парето фронт за две циљне функције (лево) и парето фронт за три циљне функције (десно).

Циљне функције у вишекритеријумској оптимизацији често су контрадикторне једна другој међутим ипак је потребно поредити их међусобно како би се нашло неко компромисно решење. Један од популарнијих начина поређења је дефинисање функције са скаларним резултатом која представља тежинску комбинацију тј. преферирани ред циљне функције. Најједноставнији начин да се ово изведе јесте да се дефинише скаларна функција у облику тежинске суме:

$$u(f_1(x), \dots, f_p(x)) = \sum_{i=1}^p \alpha_i f_i(x). \quad (5.4)$$

Где су α_i тежински коефицијенти. Више о вишекритеријумских оптимизација може се наћи у [189, 196].

6 Примери оптимизације

У овој глави биће представљена методологија оптимизације електроventилаторских пропулзора на неколико примера.

6.1 Оптимизација одабира компонената пропулзора

У овом примеру приказан је поступак оптимизације одабира комбинације батерија / ESC / електромотор / пропелер за примену код малих беспилотних летелица (енг. *Small Unmanned Vehicle - SUAV*). За ове потребе створена ја база компонената сачињена од 2017 пропелера, 829 *BLDC* мотора, 739 ESC контролера и 107 батерија. Приликом прорачуна енергетске компоненте су моделоване према поједностављеним обрасцима представљеним у глави 2 док је моделовање елисе преузето из *RC* заједнице где је често представљање силе потиска и снаге елисе преко фитовања експерименталних резултата неком функцијом. Пример оваквог метода јесте експоненцијална функција Шенка и Персона²:

$$T_R = a \times \left(\frac{n}{1000} \right)^b \delta\rho \quad \text{тј.} \quad P_R = c \times \left(\frac{n}{1000} \right)^d \delta\rho. \quad (6.1)$$

где су a и c фактори размере, b и d експоненцијални фактори силе потиска и снаге респективно. Члан $\delta\rho$ представља промену густине ваздуха (у односу на густину приликом испитивања карактеристика).

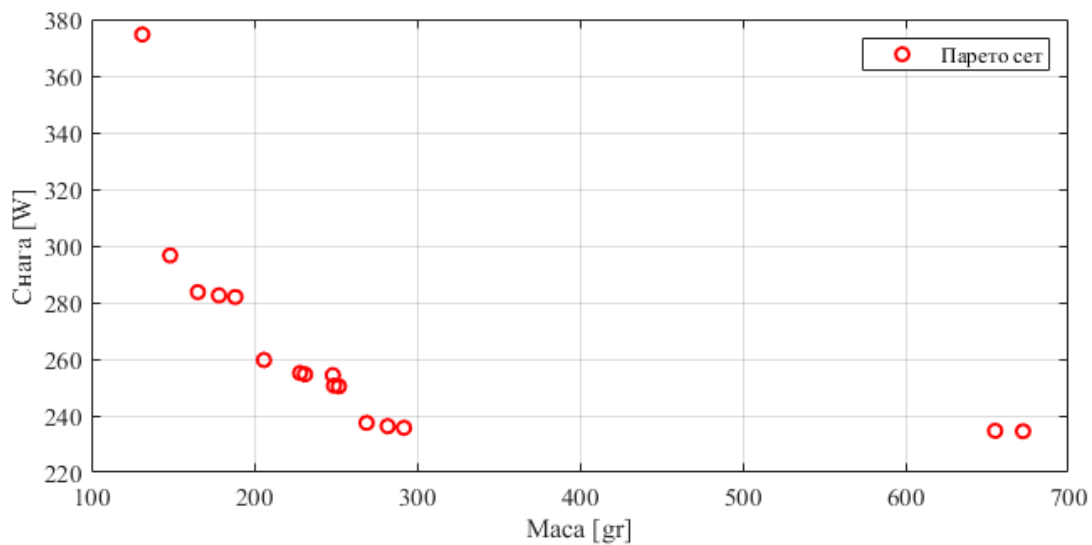
Оптимизација је вршена применом генетског алгорита за четири променљиве (елиса, електромотор, *ESC* и батерија). Иницијална популација је изабрана као насумична и садржала је 500 јединки које су заокруживане на целобројне вредности како би могао да се врши одабир компонената из базе. Граничне вредности које су дозвољене јединкама биле су од један па до максималне вредности у бази за дату променљиву (укупан број компонената променљиве којој одговара јединка) док је максимални број генерација био ограничен на 5000.

Приликом оптимизације разматрана су два режима: статички режим ($T = 25$ [N], $H = 0$ [m], $V = 0$ [m/s]) и режим крстарења ($T = 10$ [N], $H = 1000$ [m], $V = 30$ [m/s]) а разматране су функције циља: минимална укупна снага и минимална маса пропулзора. Вршене су појединачне оптимизације за сваку циљну функцију

² drivecalc.de

понаособ као и вишекритеријумске оптимизације узимајући у обзир обе циљне функције. Оптимизације са једном циљном функцијом трајале су свега неколико секунди (достигнута задата вредност толеранције од 10^{-8}) док је најдуже трајала вишекритеријумска оптимизација за обе циљне функције и за оба радна режима (око један минут).

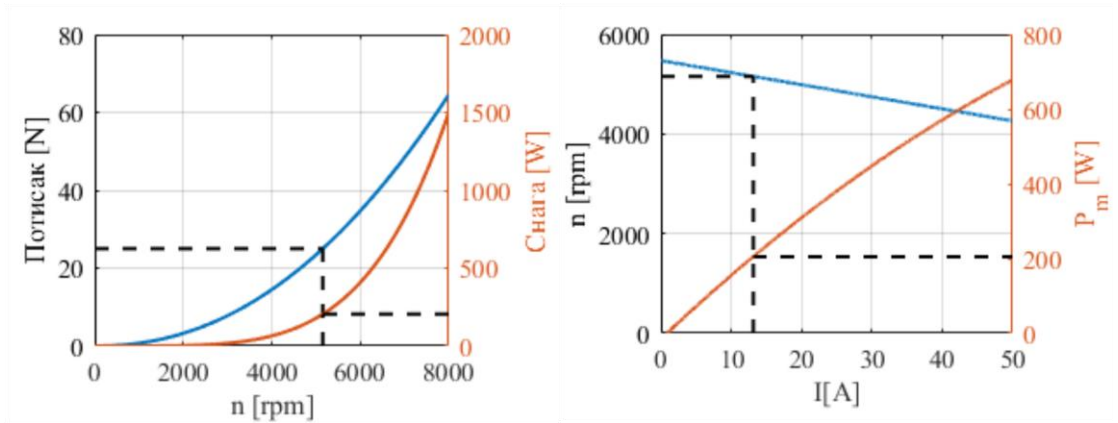
На Парето скупу решења за случај статичког режима рада пропулзора (Слика 6.1) може се видети да комбинације могу имати масу у распону од око 150 до 700 gr као и укупне потребне снаге у распону од око 230 до 380 W. Реално изводива решења била би у зони између 150 и 300 gr тј. 220 и 300 W при чему би при одабиру оптималне комбинације морало да се води рачуна о широј примени пропулзора.



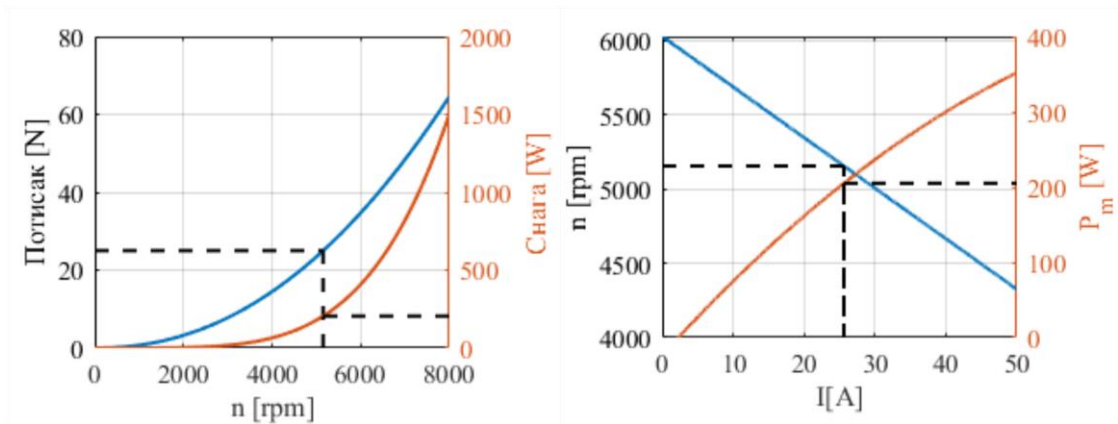
Слика 6.1 Парето фронт за случај статичког режима лета

Парето фронт вишеструке оптимизације за статички режим рада пропулзора.

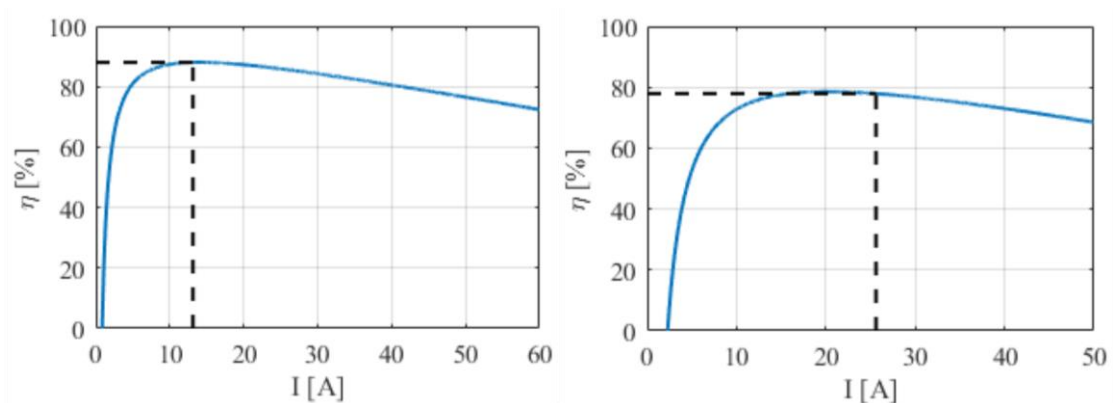
Преко карактеристика елисе и електромотора оптимизованих за максималну ефикасност (Слика 6.2) може се приметити да је електромотор предимензионисан док се са дијаграма ефикасности електромотора (Слика 6.4) може приметити да је његова ефикасност за дату радну тачку за око 5% већа од оног изабраног за минималну масу. Треба имати у виду међутим да је у другом случају проток струје значајно већи одакле следи да ће губици у осталим компонентама такође бити већи. Потребно је напоменути да су изабрани пропелери идентични из разлога што у њиховом разматрању маса није била позната те је оптимизациони алгоритам увек узимао пропелер са најмањом потребном снагом за дату силу потиска пропулзора.



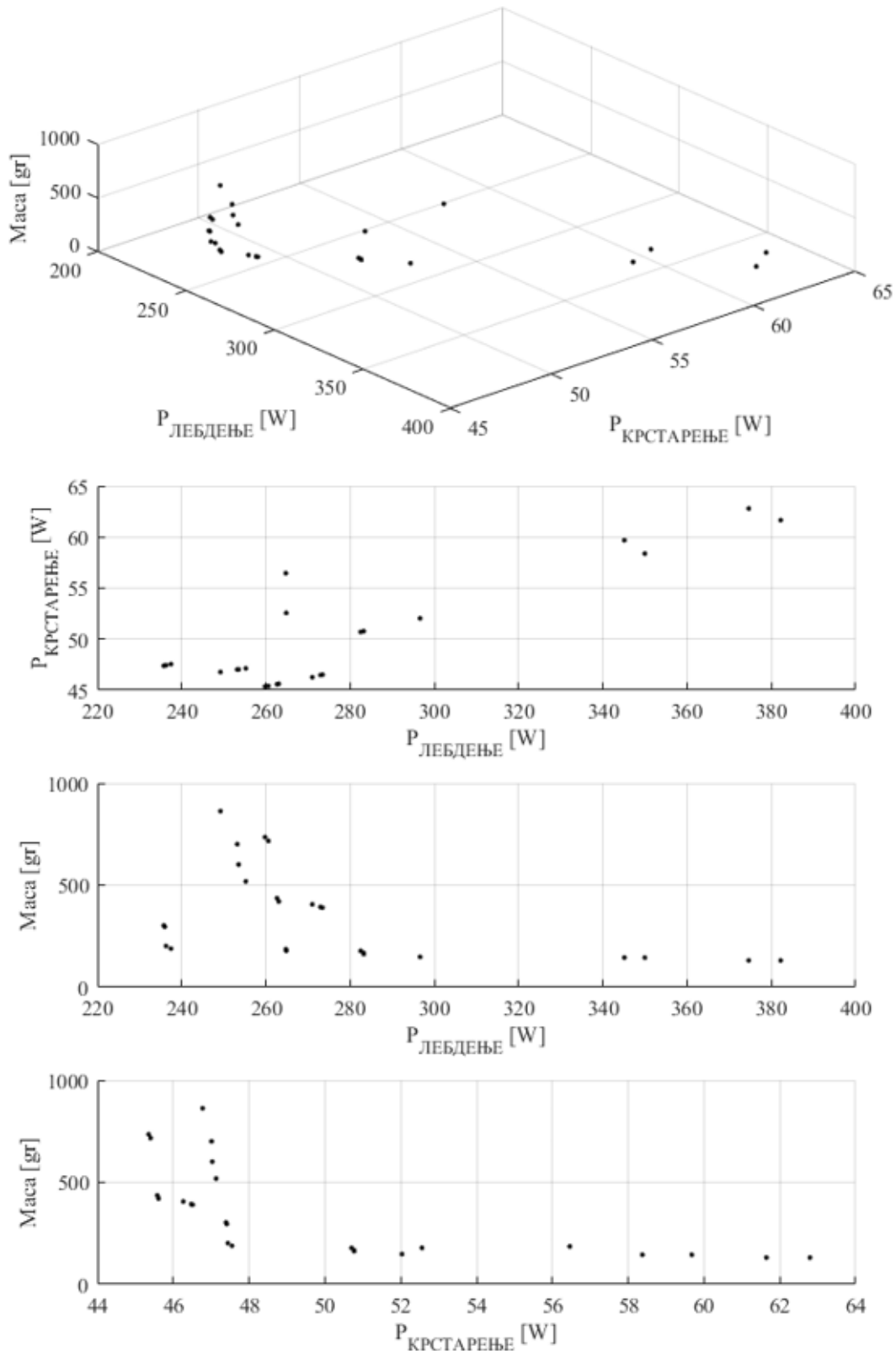
Слика 6.2 Изабране елисе и мотор за циљ максималне ефикасности
 Карактеристике елисе (лево) и електромотора (десно) за дати статички режим рада.



Слика 6.3 Изабране елисе и мотор за циљ минималне масе
 Карактеристике елисе (лево) и електромотора (десно) за дати статички режим рада.



Слика 6.4 Ефикасности електромотора одабрана за обе циљне функције
 Ефикасност електромотора за дати статички режим рада за циљну функцију максималне ефикасности (лево) и минималне масе (десно).

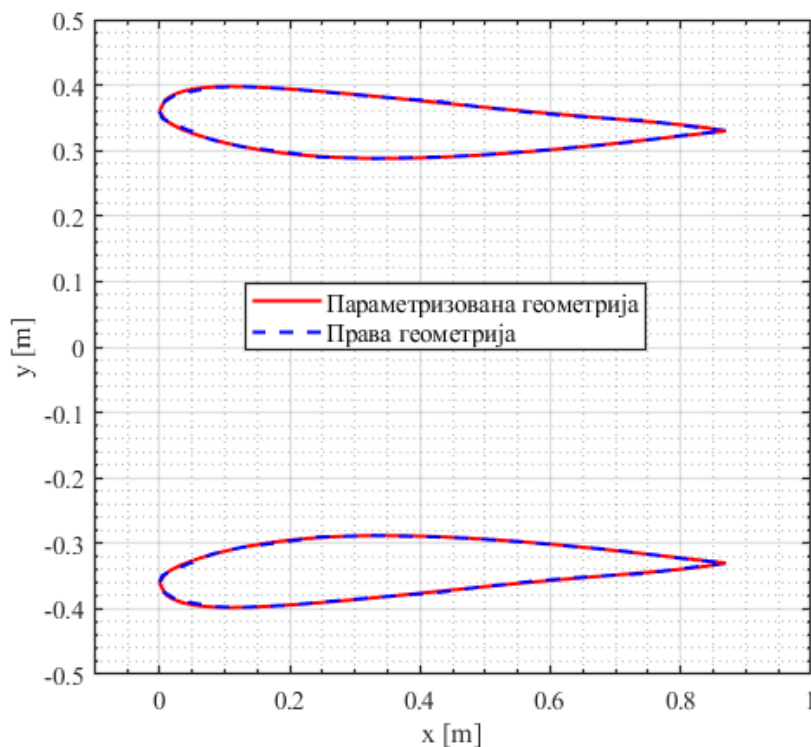


Слика 6.5 Парето фронт вишекритеријмске оптимизације

Парето скуп решења за оптимизацију са три критеријума: минимална снага потребна за лебдење, минимална снага за крстарење и минимална маса система.

6.2 Оптимизација геометрије канала

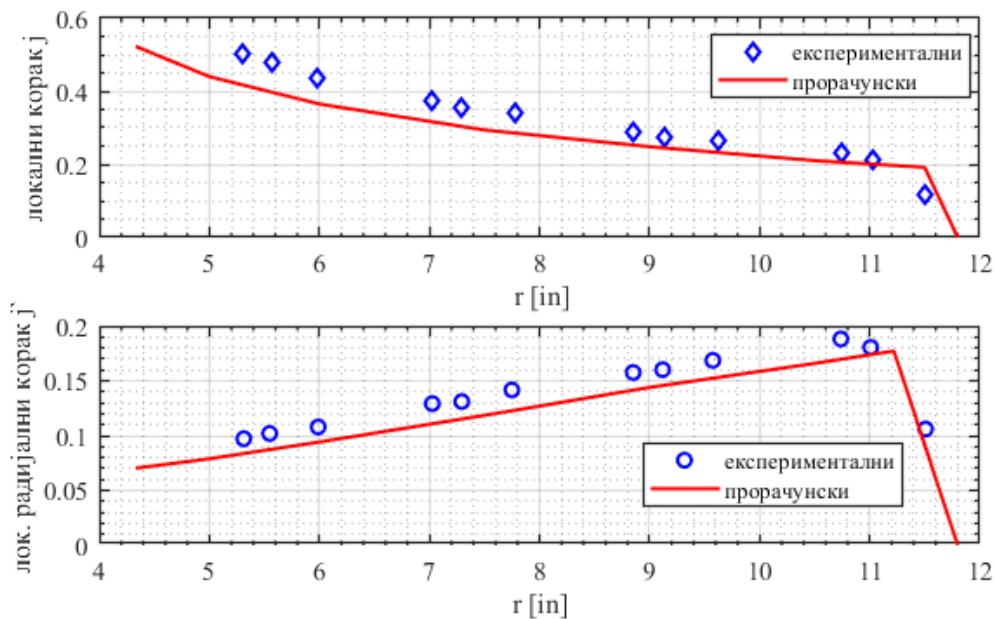
У овом примеру оптимизована је геометрија канала пропулзора намењеног за AROD (енг. *Airborne Remotely Operated Device*) беспилотну летелицу датог у [56]. Геометрија канала параметризована је CST методом (Слика 6.6) са десет променљива параметара (пет за горњаку и пет за доњаку) при чему је била параметризована и дужина канала l , позиција ротора x_R као и излазни полупречник R_E док је центроплански део параметризован Б сплајновима са четири променљива параметара као и осам фиксираних у функцији од полупречника мотора тј. мањег полупречника ротора као и од дужине мотора и позицији ротора. Задржана је оригинална елиса и разматрана су два случаја: статички режим ($v = 0$ [m/s], $H = 0$ [m]) и режим крстарења ($v = 80$ [m/s], $H = 1000$ [m]). Граничне вредности свих 17 параметара дефинисане су тако да је конструкција пропулзора реално изводива. Приликом аксијалног лета нападни угао кракова пропелера је мењан како би се остварила сила потиска од 210 [N] а оптимизација је вршена са идејом да се оствари иста сила потиска са мањом потребном снагом.



Слика 6.6 Геометрија канала AROD [56]

Правна и геометрија канала параметризована CST параметризацијом.

Прорачуни су вршени помоћу софтверског алата *DFDC* [61] који је прилагођен за потребе оптимизације док је сам алгоритам оптимизације изведен применом програмског пакета *Matlab*. Пре почетка оптимизације извршена је валидација нумеричког метода поређењем са резултатима датим у [56]. За пропелер са аеропрофилом *NACA 4312* добијено је задовољавајуће поклапање са благо прецењеном силом потиска (397 [N]) у поређењу са датим подацима (85 [lb] \approx 379 [N]) док је потребан обртни момент пропелера значајније потцењен (добијено 11.99 [Nm] док је у раду дата вредност 10.23 [ft-lb] \approx 13.89 [Nm]) а тиме је потцењена и потребна снага (9040 [W] наспрам датих 14.02 [hp] \approx 10450 [W]). Прорачунски добијено повољније понашање пропулзора вероватно је последица одабира карактеристика аеропрофила (у раду аутор наводи да су вредност коефицијента узгона и коефицијента отпора смањене тј. повећане за 10% што овде није узето у обзир). Релативно добро поређење са експерименталним резултатима успостављено је и за локалне кораке напредовања (Слика 6.7).

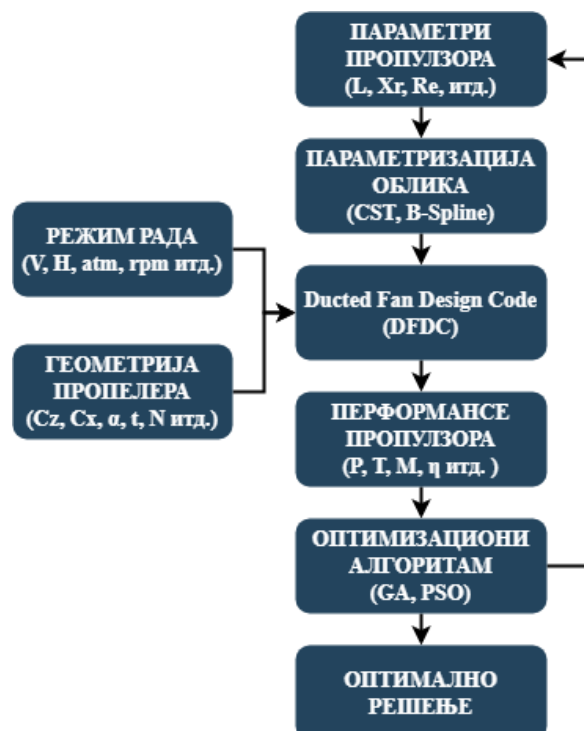


Слика 6.7 Валидација нумеричког метода

Поређење локалног корака напредовања дуж полупречника ротора (горе) и локалног радијалног корака напредовања дуж полупречника ротора (доле).

Ток процеса оптимизације приказан је на слици 6.6. Приликом валидације утврђено је да је допринос статора сили потиска занемарљив (приближно 2%) у односу на остале компоненте пропулзора те је исти избачен из процеса оптимизације како би се смањило време прорачуна као и, што је битније, да би се омогућила већа

варијација геометрије канала (мања дужина и сл.) што је ограничено у случају постојања статора (исти се мора сместити унутар канала). Овиме је омогућено извођење пропулзора значајно мањих габарита уз мању начињену штету у погледу ефикасности. Оптимизација је вршена генетским алгоритмима и методом роја честица са популацијама од 170 јединки. Уочено је да метод роја честица брже конвергира ка оптималном решењу с тим да оптимална решења добијена овим методом оптимизације су за нијансу већа у односу на она добијена генетским алгоритмима (тражена је минимална вредност односа C_p / C_T). Имајући у обзир велики број параметара оптимизације (разматрано је 17 независних параметара) постоји велики математички простор могућих решења који метод роја честица вероватно не истражује у целости. Проблеми са квалитетом решења код метода роја честица при оптимизацији са већим бројем параметара уочен је и у [197]. Са обзиром да оптимално решење до којег је дошао метод роја честица не одступа толико у квалитету у односу на оно добијено генетским алгоритмом (разлика FM је око 5%) као и чињеница да је време трајања оптимизације овим методом краће, примену овог метода не треба искључивати код сличних оптимизационих проблема.



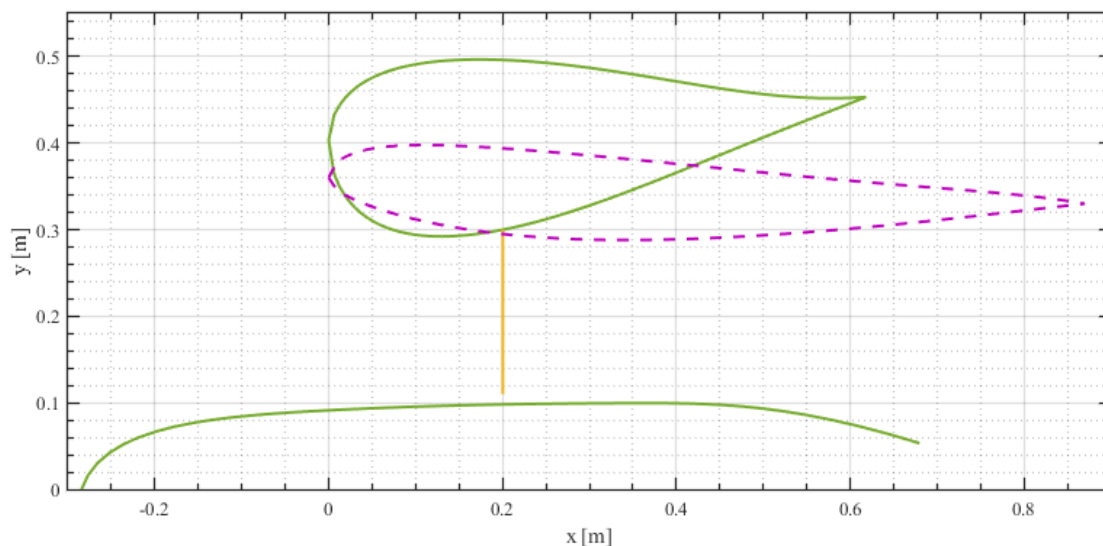
Слика 6.8 Ток процеса оптимизације геометрије пропулзора
Дијаграм тока процеса оптимизације геометрије канала и центроплана пропулзора.

Табела 6.1 Карактеристике пропулзора оптимизованих за статички режим

Карактеристике пропулзора оптимизованих за статички режим рада мотора генетским алгоритмом (*GA*) и методом роја честица (*PSO*) при статичком режиму ($H = 0$ [m], $V = 0$ [m/s]) и при режиму аксијалног лета ($H = 1000$ [m], $V = 80$ [m/s])

	P [kW]	T [N]	Q [Nm]	FM [%]	η [%]
<i>AROD</i> (статички)	9.04	397	11.99	65.84	-
<i>GA</i> (статички)	4.96	456	6.58	81.15	-
<i>PSO</i> (статички)	7.79	418	10.33	74.94	-
<i>GA</i> (аксијални)	-	-	-	-	-
<i>PSO</i> (аксијални)	-	-	-	-	-

Резултати оптимизације указују на значајно побољшање карактеристика оптимизованог пропулзора у односу на иницијалну геометрију како за статички режим тако и за режим аксијалног лета. Може се видети (Табела 6.1) да добијени пропулзори који су оптимизовани за статички режим рада тј. за лебдење имају значајно боље карактеристике у овом режиму рада међутим исти нису били у стању да произведу позитивну силу потиска у режиму аксијалног лета. Ово је било донекле очекивано са обзиром да је за случај лебдења пожељна геометрија са великим полупречником уводника и са већим степеном ширења (Слика 6.9) како би се што оптималније вршило усисавање ваздуха из околине што је обесмишљено у аксијалном лету где се контракција ваздушне струје обавља у зони испред уводника, а



Слика 6.9 Иницијална и оптимизована геометрија за режим лебдења
Оригинална АРОД геометрија (испрекидана линија) и геометрија добијена оптимизацијом генетским алгоритмом за статички режим лета (пуна зелена).

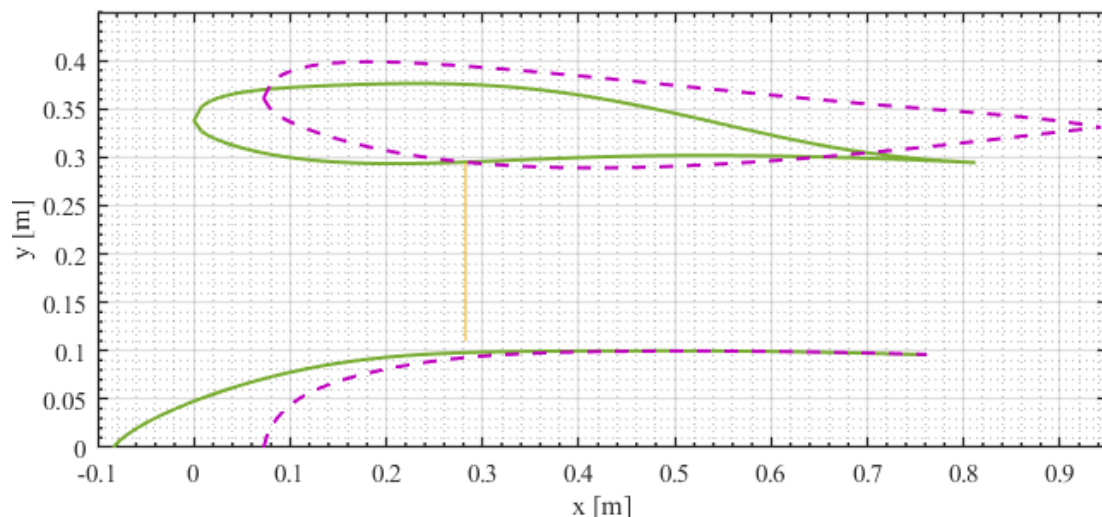
пошто је потребна велика излазна брзина струје како би се остварила сила потиска

струју ваздуха испред уводника је потребно успорити да би се омогућио ефикаснији рад пропелера (под мањим нападним угловима). Велики степен ширења дифузора пак, доводи до успоравања струјања на излазу што смањује могућност остваривања позитивне силе потиска а велики габарити канала доводе до стварања великог додатног отпора у аксијалном лету.

Табела 6.2 Карактеристике пропулзора оптимизованих за аксијални лет
 Карактеристике пропулзора оптимизованих за режим рада мотора у аксијалном лету генетским алгоритмом (*GA*) и методом роја честица (*PSO*) при статичком режиму ($H = 0$ [m], $V = 0$ [m/s]) и при режиму аксијалног лета ($H = 1000$ [m], $V = 80$ [m/s])

	P [kW]	T [N]	Q [Nm]	FM [%]	η [%]
<i>AROD</i> (аксијални)	20.7	213	27.45	-	82.37
<i>GA</i> (статички)	9.58	374	12.7	68.3	-
<i>PSO</i> (статички)	9.36	403	12.41	72.5	-
<i>GA</i> (аксијални)	18.3	209	24.33	-	91.25
<i>PSO</i> (аксијални)	18.7	207	24.75	-	88.94

Код пропулзора добијених оптимизацијом за режим аксијалног лета такође је добијено побољшање карактеристика у односу на иницијалну геометрију (Табела 6.2). Ако се посматрају пропулзори добијени оптимизацијом за аксијални лет у статичком режиму може се приметити да ће имати значајно горе карактеристике у овом режиму од оних оптимизованих за овај режим што је и за очекивати. Уколико



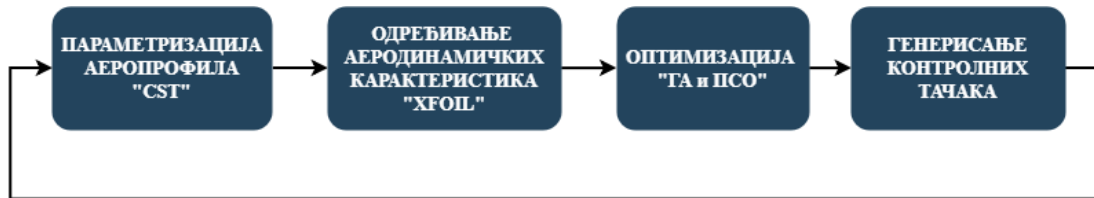
Слика 6.10 Иницијална и оптимизована геометрија за режим крстарења
 Оригинална *AROD* геометрија (испрекидана линија) и геометрија добијена оптимизацијом генетским алгоритмом за аксијални режим лета (пуна зелена).

се пак пореде на пример иницијални пропулзор и пропулзори оптимизовани за аксијални лет у статичком режиму може се приметити да ће оптимизовани пропулзори имати гори однос T/P од иницијалне геометрије међутим бољу вредност ефикасности у лебдењу FM што делује као грешка узимајући у обзир да су пропелери са истим пречником и под истим бројем обртаја. Разлог за ове на први поглед нелогичности, јесте чињеница да ови пропулзори имају различите степене експанзије дифузора (Слика 6.10).

6.3 Оптимизација геометрије елисе

Оптимизација геометрије елисе изведена је у два корака. Прво је оптимизована геометрија аеропрофила након чега је за одређивање тетива и нападних углова дуж крака коришћена комбинована теорија елемента крака / теорија идеалне елисе модификована за примену код каналисаних пропулзора чија математичка формулација је представљена у 3.3.1. Максималну ефикасност елиса ће имати при нападним угловима са максималном финесом коришћеног аеропрофила [53]. Другим речима већа финеса аеропрофила одговара ефикаснијем пропелеру што се може закључити и из једначина у глави 3. Одавде, потребно је оптимизовати геометрију аеропрофила са циљем остваривања максималне финесе. Ово се може извести параметризацијом аеропрофила, одређивањем аеродинамичких карактеристика и применом оптимизационог алгорита са максималном финесом као циљном функцијом (Слика 6.11). За прорачуне аеродинамичких карактеристика аеропрофила приликом овог типа оптимизације најчешће се користе неки од панел метода или у скорије време све чешће нумеричка динамика флуида. Аутор ове дисертације је у досадашњем истраживању везаном за ову тезу користио програм *XFOIL* који је базиран на панел методу за оптимизацију геометрије аеропрофила [198, 199] као и *CFD* софтверски пакет *FLUENT* који користи метод коначних запремина за нумеричко решавање једначина динамике флуида [200]. Нумеричком динамиком флуида могуће је добити детаљније и тачније резултате међутим уз велику цену рачунарског времена. Недостатак *CFD*-а је и изражена осетљивост на одабране граничне услове. Панел метод (конкретно *XFOIL*) даје могућност лаке интеграције са другим софтвером и изузетно брзо време прорачуна уз задовољавајуће резултате. Са обзиром да је пожељно анализирати већи број нападних углова како би се утврдила

глобална максимална финеа аеропрофила као и разматрање различитих Рејнолдсових и Махових бројева (услед различитих релативних брзина у корену и на врху крака) што би захтевало значајне рачунарске ресурсе за *CFD* анализу, приликом ове оптимизације коришћен је *XFOIL*.

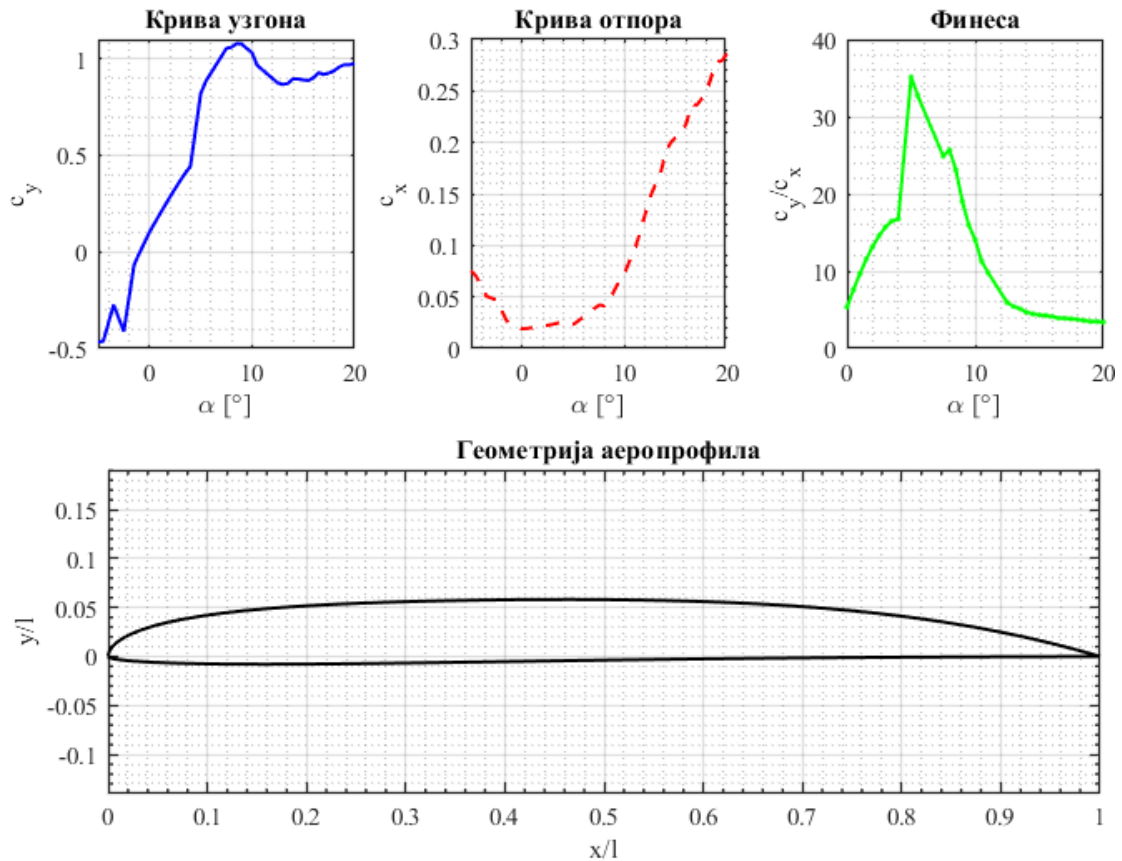


Слика 6.11 Ток оптимизације геометрије аеропрофила

Ток оптимизације геометрије аеропрофила генетским алгоритмом и нумеричком динамиком флуида.

Биће посматран ротор пречника 150 mm у статичком режиму рада а као ограничење броја обртаја биће уведен Махов број на крају лопатица $M = 0.8$, како би се избегли могући губици услед појаве ударних таласа. Ротор је разматран тако да је смештен унутар канала са прстенастим уводником полупречника $r_k = 0.2R$ и цилиндричним дифузором тј. са степеном експанзије $\sigma_d = 1$. Максимална релативна брзина на крају лопатица се одавде може одредити и биће $V_{rt} = 273.18$ m/s. Рејнолдсов број је осим функција брзине и функција тетиве аеропрофила док је тетива у зависности од расподеле силе потиска дуж крака, динамичког притиска, броја лопатица, пречника ротора и коефицијента узгона (који пак зависи од Рејнолдсовог броја). Један од често коришћених начина одређивања тетиве аеропрофила је дефинисање константне циркулације ($\Gamma = 0.5 V_{rt} l c_y$) дуж крака елисе тј. имајући у виду да се аеродинамички углови постављају тако да аеропрофил има максималну финеу тј. да је коефицијент узгона аеропрофила c_y константан дуж крака следи и да је константна и вредност Рејнолдсовог броја дуж крака. Из овог разлога да би се поједноставила процедура и скратило време оптимизације (са претпоставком да се одступања у аеродинамичким коефицијентима за релативно блиске Рејнолдсове бројеве могу занемарити) извршена је оптимизација облика аеропрофила за Рејнолдсов број ($Re = 3 \times 10^4$). Овај број није случајно одабран већ је извршен прелиминарни дизајн пропелера на основу ког је утврђена предложена вредност. За потребе оптимизације геометрија аеропрофила параметризована је *CST* методом са три контролне тачке при чему су вредности контролних тачака ограничене тако да омогуће разматрање само реалистичних (практично изводљивих)

аеропрофила док је поступак оптимизације вршен применом генетских алгоритама и метода роја честица. Геометрија и карактеристике аеропрофила добијених применом оба метода су скоро идентични те су на дијаграму приказане само оне добијене методом роја честица (Слика 6.12).

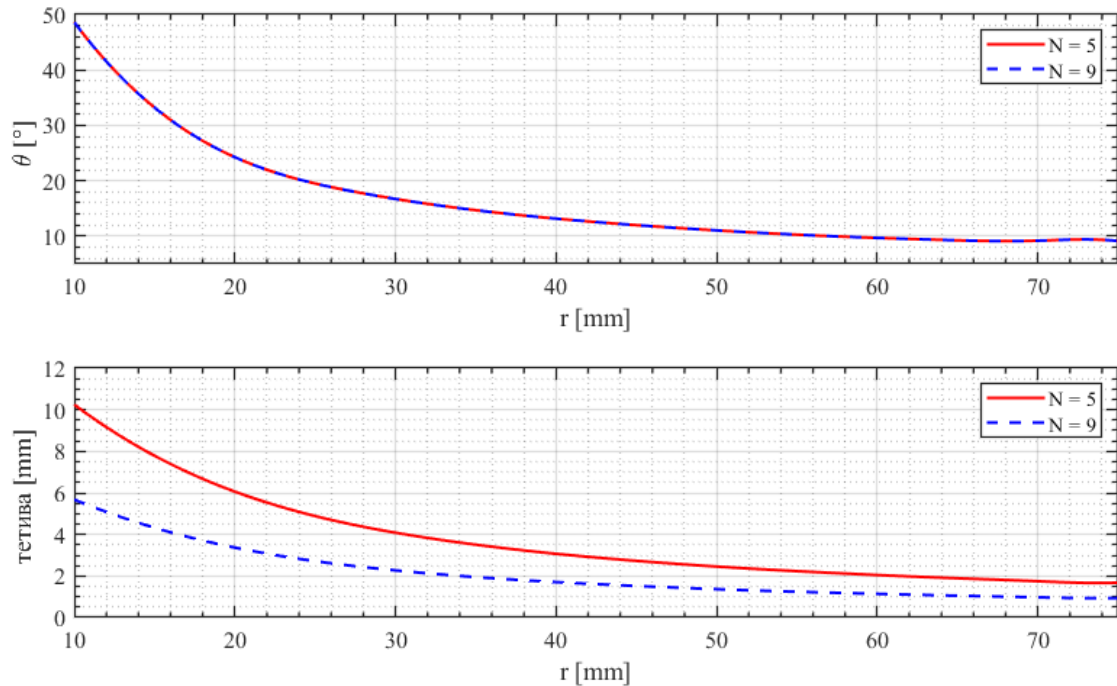


Слика 6.12 Оптимизовани облик аеропрофила пропелера

Облик аеропрофила оптимизованог за максималну финесу при $Re = 3 \times 10^4$ (доле), његова крива узгона (горе лево), финеса (горе средина) и полара (горе десно).

Након добијања оптималне геометрије аеропрофила одређене су геометријске карактеристике крака пропелера. Као што је већ представљено у глави 3 уградни нападни углови θ дуж крака пропелера одређују се на основу једначине 3.61 док је локална дужина тетиве одређена тако да је остварена константна циркулација дуж крака елисе ($\Gamma = 0.5 V r l c_y = \text{const.}$). Потребно је напоменути да променом броја кракова пропелера N се мења и локални Рејнолдсов број (за исту силу потиска мења се дужина тетиве локалног аеропрофила, Слика 6.13) те из тог разлога разматрање пропелера са различитим бројем кракова би захтевало нови аеропрофил оптимизо-

ван за тај Рејнолдсов број што овде није начињено већ је разматран исти аеропрофил што је правдано чињеницом да су разлике у Рејнолдсовим бројевима мале и претпоставком да се у овом случају разлике карактеристика аеропрофила могу занемарити.



Слика 6.13 Оптимизована геометрија елисе

Уградни нападни угао дуж крака елисе (горе) и тетива дуж крака (доле) за елисе са 5 и са 9 кракова за пропулзор са прстенастим уводником и цилиндричним дифузором са силом потиска $T = 20$ [N].

Може се уочити да се дужине тетива локалних аеропрофила смањују дуж крака и достижу изузетно мале вредности на крајевима кракова нарочито у случајевима елиса са већим бројем кракова. Одавде, поставља се питање структуралне чврстоће кракова елисе као и расположивости технологије њихове производње са задовољавајућим квалитетом геометрије. У овом погледу, боља варијанта вероватно представља разматрање ротора као вентилатора применом каскадне теорије (погоднија за примену код ротора са великим коефицијентом пуноће).

6.4 Анализа утицаја уводника канала експерименталним испитивањем

У овом примеру извршено је експериментално испитивање једног комерцијалног електровентилаторског пропулзора са полупречником ротора $R = 32$ mm.

Вентилатор је изведен са једанаест кракова (лопатица) и смештен је унутар цилиндричног канала у коме се налази и излазни статор са седам кракова (Слика 6.14). Вентилатор је погођен *BLDC* електромотором FMS 2840-KV3900 снаге 400 [W] контролисаног помоћу 40 Амперског програмабилног *ZEW Beatles Brushless ESC*-а. За потребе испитивања коришћене су две литијум полимерне батерије (једна са три серијски повезане ћелије 3S номиналног напона 11.1 [V], капацитета 2500 [mAh] и максималног *C* рејтинга 30C и једна са четири серијски повезане ћелије 4S номиналног напона 14.8 [V], капацитета 1800 [mAh] и максималног рејтинга 30C). Подаци о геометрији кракова вентилатора и коришћених аеропрофила нису били доступни као ни о геометрији и облику аеропрофила статора.

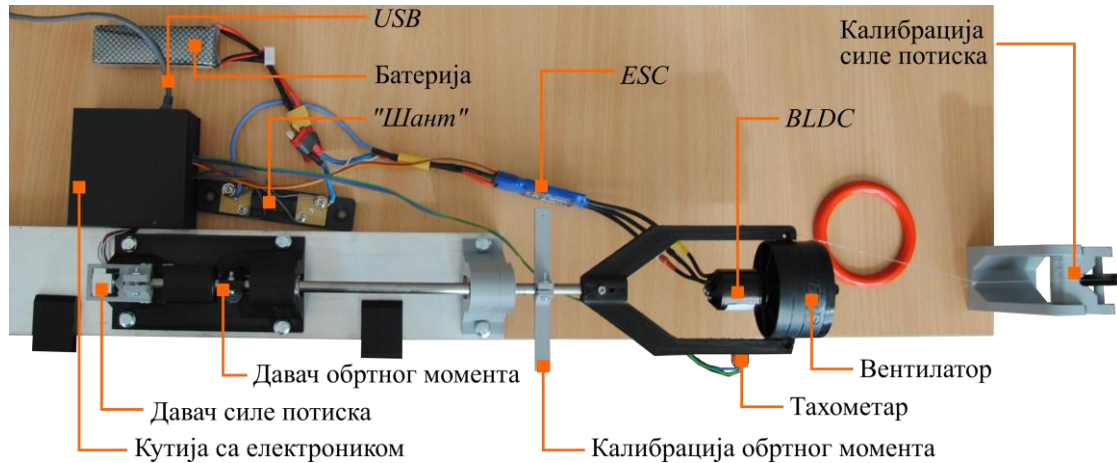


Слика 6.14 Комерцијални електровентилаторски пропулзор

Електровентилаторски пропулзор пречника 64 mm који је коришћен у експерименталним испитивањима.

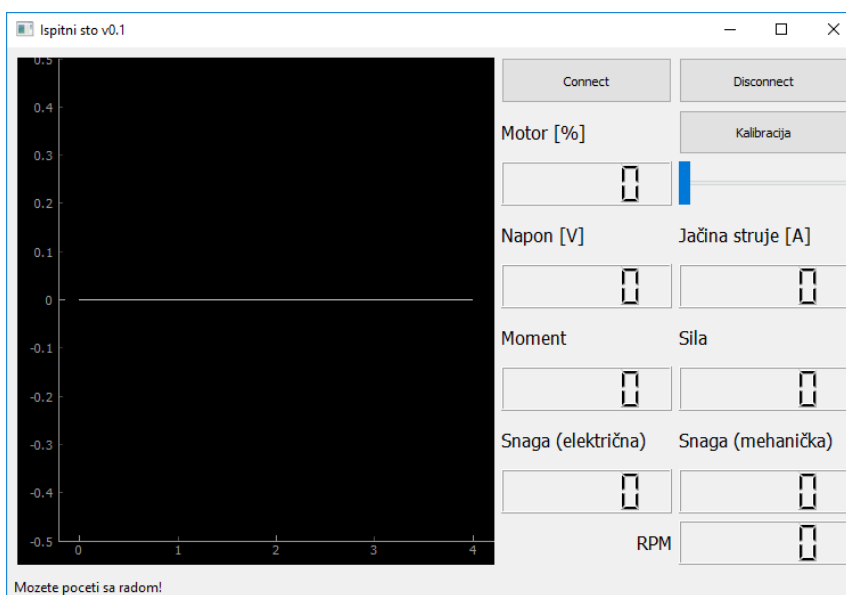
За потребе експерименталног испитивања развијен је мали испитни сто помоћу којег је било могуће мерити силу потиска пропулзора, обртни моменат, број обртаја електромотора, напон батерије, јачина струје која тече кроз енергетски систем и потрошња електричне енергије (Слика 6.15). Испитни сто је изведен тако да су сила потиска и обртни момент мерени комерцијалним давачима силе намењеним вагама до 10 [kg] повезаним на 24 битне аналогно/дигиталне конверторе. Број обртаја мерен је оптичким тахометром због чега је електромотор обојен у црно и на њему је залепљена алуминијумска трака. Јачина струје кроз енергетски систем мерена је помоћу прецизног отпорника (*шант*) док је напон на крајевима батерије мерен микроконтролером преко отпорничког делиоца напона 1/5 (што је омогућило мерење напона од 25 [V] имајући у обзир да је максимални дозвољени напон на улазима микроконтролера 5 [V]). Осим ових параметара мерен је и наизменични напон на крајевима намотаја мотора тј. на излазу из контролера универзалним

мултиметром као и температура и притисак околине сензором смештеним унутар кутије са електроником. Прикупљање података са давача изведено је микроконтролером *Arduino Nano V3* док су подаци слати на даљу обраду десктоп рачунару помоћу *USB* кабла.



Слика 6.15 Експериментална поставка за испитивање пропулзора
Експериментална поставка са помоћним елементима намењеним за калибрацију давача.

Покретање и контрола електромотора (*PWM* сигналом) вршено је такође помоћу микроконтролера задавањем жељене процентуалне вредности у графичком интерфејсу (Слика 6.16). Графички интерфејс испитног стола израђен је у програмском језику *Python 3* и повезан је са микроконтролером серијском комуникацијом.



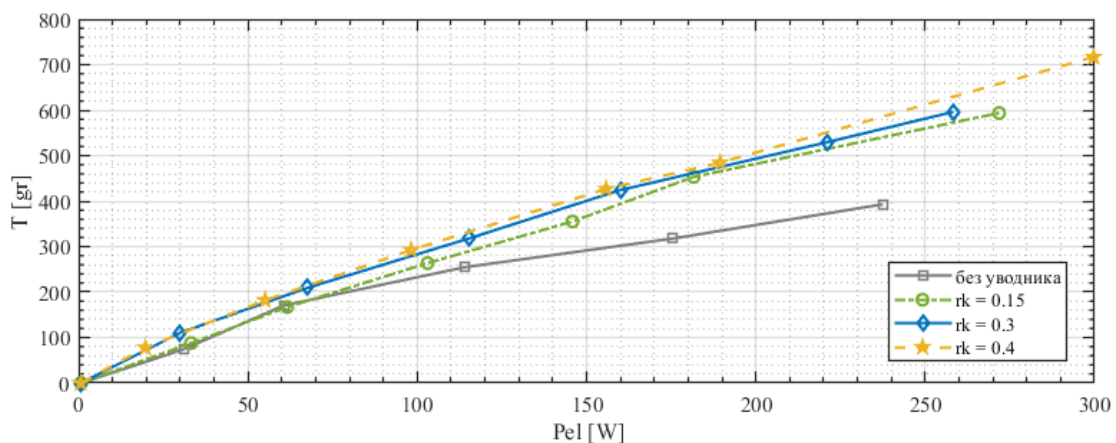
Слика 6.16 Графички интерфејс испитног стола
Главни прозор графичког интерфејса испитног стола.

Испитивана су три уводника са различитим полупречницима усница (Слика 6.17) како би се утврдио утицај полупречника уводника на понашање пропулзора. Уводници са односом полупречника усница наспрам полупречника вентилатора (R): $r_k = 0.15R$, $r_k = 0.3R$ и $r_k = 0.4R$ су израђени су на 3D штампачу након чега су ручно дорађени и офарбани.



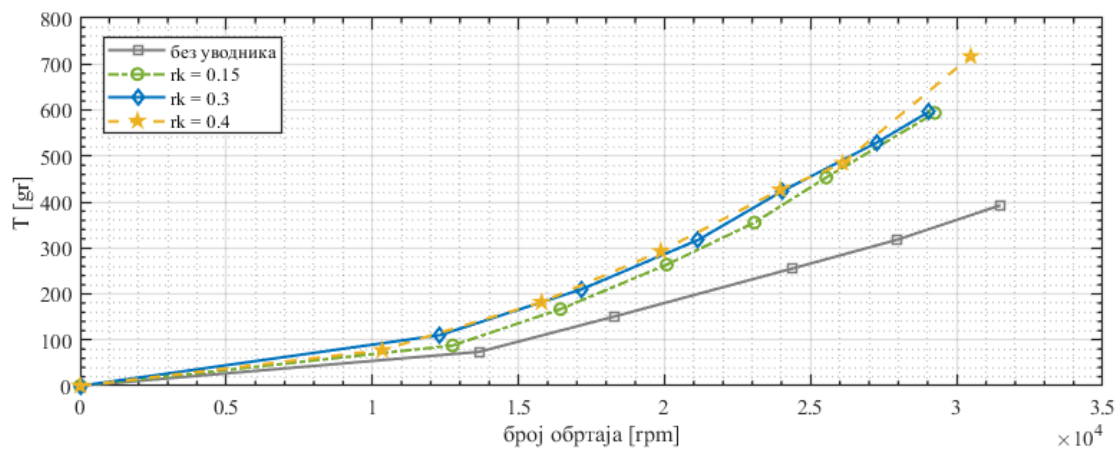
Слика 6.17 Разматрани уводници у експерименталним испитивањима
Разматрана су три уводника различитих полупречника усница: $r_k = 0.15R$ (лево), $r_k = 0.3R$ (средина) и $r_k = 0.4R$ (десно).

Пре почетка експерименталног испитивања извршена је калибрација дава-ча сила. У току калибрације а и касније у току испитивања уочене су неправилности у читавању обртног момента. Пошто је доступно време било ограничено закључе-но је да се подаци о обртном моменту са давача силе не узимају у обзир већ да се исти одређује индиректно преко карактеристике електромотора (према једначина-ма датим у поглављу 2.1).



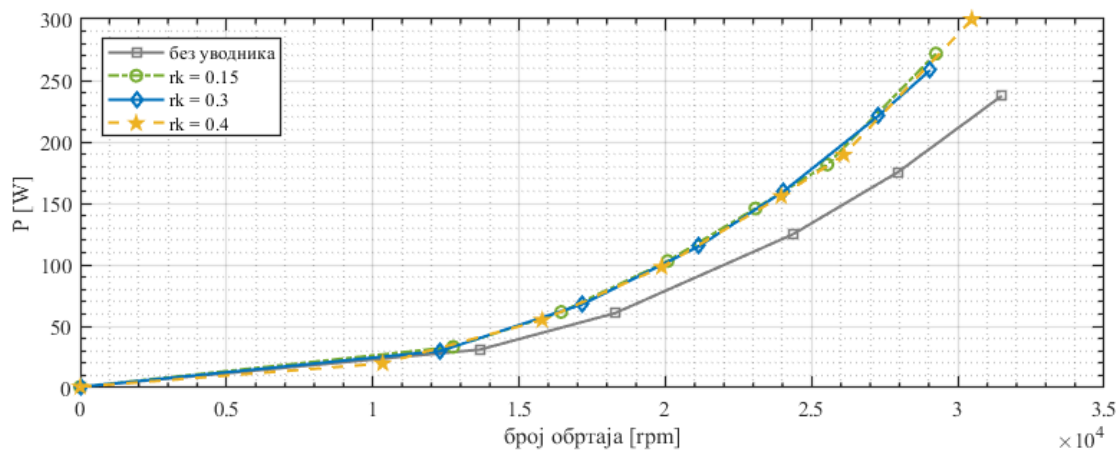
Слика 6.18 Дијаграм зависности силе потиска од укупне снаге
Поређење силе потиска у функцији од утрошене електричне снаге за сва четири разматрана уводника испитивана са батеријом са три ћелије.

Испитивањем је установљено да се додавањем уводника пропулзору може побољшати његов однос снага / потисак и преко 50%. На слици 6.18 приказана је измерена укупна електрична снага (коју снабдева батерија) као и одговарајућа измерена сила потиска за сва четири разматрана уводника. Може се приметити да се сила потиска за исту снагу значајно повећава самим додавањем уводника док се допринос повећавања полупречника усница уводника смањује са повећањем полупречника до те мере да се криве снага-потисак за уводнике са $r_k = 0.3R$ и $r_k = 0.4R$ скоро поклапају (што је у донекле складу са тврдњама Шајдакова [73] да је позитиван допринос уводника преко $r_k = 0.2R$ занемарљив).



Слика 6.19 Дијаграм зависности силе потиска од броја обртаја

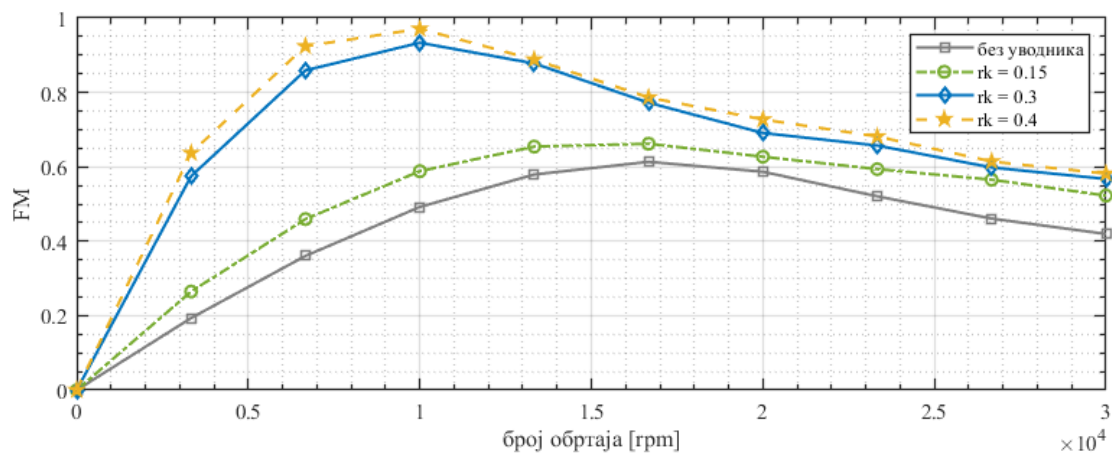
Поређење силе потиска у функцији од броја обртаја сва четири разматрана уводника испитивана са батеријом са три ћелије.



Слика 6.20 Дијаграм зависности електричне снаге од броја обртаја

Поређење укупне електричне снаге у функцији од броја обртаја сва четири разматрана уводника испитивана са батеријом са три ћелије.

На дијаграму 6.19 приказана је сила потиска у функцији од броја обртаја док је на дијаграму 6.20 приказана укупна снага у функцији од броја обртаја. На дијаграму 6.20 може се уочити да пропулзор без уводника за исту снагу остварује мањи број обртаја што је на први поглед нелогично међутим ова појава се може објаснити великим губицима који се јављају на крајевима лопатица вентилатора. Због оштре ивице на улазу у пропулзор, ваздушна струја не може да отпрати потребно нагло скретање према вентилатору па у овој зони (зона се повећава повећањем броја обртаја) долази до снажног вртложења што резултује великом неефикасношћу врхова лопатица. Из овог разлога лопатице померају мању количину ваздуха што доводи до смањења потребног обртног момента. Како је карактеристика електромотора таква да број обртаја опада са оптерећењем (јачина струје је пропорционална обртном моменту), код пропулзора без уводника пошто је мотор растеређенији његов број обртаја је већи. Као последица губитака на врховима лопатица вентилатора јавља се и значајно израженија бука код пропулзора без уводника у односу на оних са уводницима. Уочено је такође и да уводници са већим полупречником усница утичу позитивно на емисију буке при чему је пропулзор са највећим уводником генерисао најмању буку. Нажалост ниво буке током експерименталног испитивања није мерен па аутор нема доказ у облику квантитативних вредности које би ову тврдњу потврдили већ се иста базира на његов субјективни дојам.



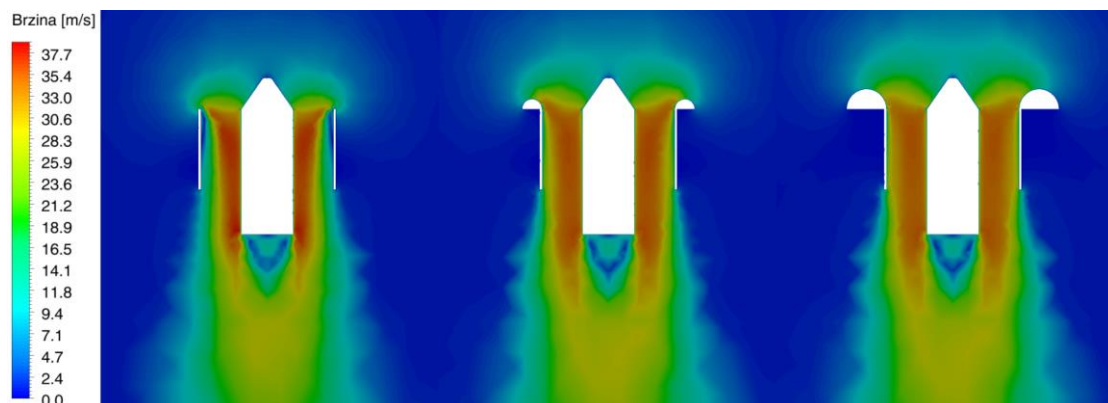
Слика 6.21 Статичка ефикасност испитиваних пропулзора

Поређење статичке ефикасности сва четири разматрана уводника у функцији од броја обртаја

На слици 6.21 приказана је ефикасност пропулзора у статичком режиму и може се приметити да је ефикасност пропулзора са уводником $r_k = 0.15R$ приметно

мања од случајева са остала два уводника као и да је разлика тј. допринос уводника са већим пречницима најизраженија при нижим бројевима обртаја док се при већим овај допринос смањује.

Експериментална испитивања дају увид у побољшање перформанси пропулзора уградњом уводника већег полупречника усница међутим не указују на то колики је допринос силе узгона која се јавља на самом уводнику а колики побољшање струјног поља унутар пропулзора (повећани масени проток и већа средња брзина). Како би се утврдило ово израђени су упрошћени тродимензионални нумерички модели који су искоришћени за *CFD* анализе пропулзора. Пошто није била позната геометрија вентилатора у нумеричком моделу исти је представљен као актуатор диск. Поређењем добијених резултата са експерименталним вредностима примећено је да су остварена добра поклапања за пропулзоре са уводницима (одступања испод 10%) док је добијена сила потиска пропулзора без уводника значајније прецењена. Ово је последица изражених губитака на крајевима лопатица који се не могу одговарајуће представити теоријом актуатор диска.



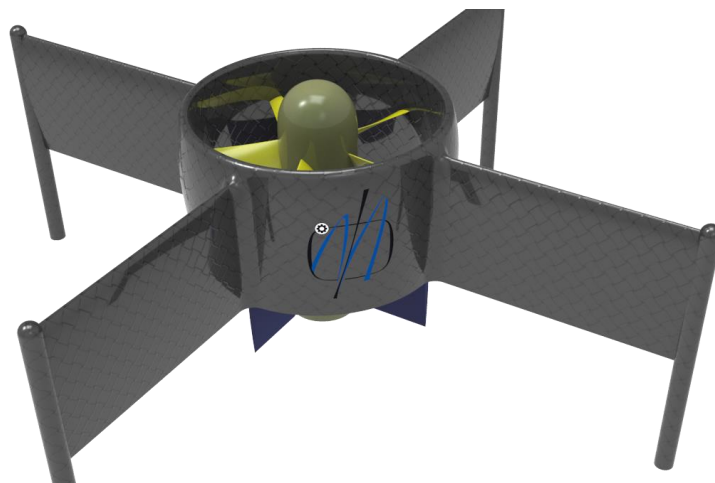
Слика 6.22 Расподела брзина у равни симетрије пропулзора

Расподела брзина у равни симетрије пропулзора без уводника (лево), са уводником $r_k = 0.15R$ (средина) и са уводником $r_k = 0.30R$ (десно).

Резултати *CFD* прорачуна указали су да је директан удео уводника (сила која је последица опструјавања око њега) у сили потиска од 20 до 28% од укупне силе потиска (највећи је допринос уводника са највећим полупречником при највећим оптерећењем). Остало повећање потиска последица је равномерније расподеле брзине струје унутар канала пропулзора (Слика 6.22).

7 Интеграција пропулзора

Процедуре оптимизације приказане у прва три примера претходног поглавља уједињене су како би се извршила оптимизација и интеграција електровентилаторског пропулзора намењеног летелици са могућношћу вертикалног полетања и сле-тања (са малим просторним отиском) као и ефикасног хоризонталног лета. Разматрана је летелица укупне тежине 3 [kg] са четири правоугаона носећа крила и четири управљачке површине смештене непосредно иза пропулзора (исте нису смештене унутар канала због позитивних ефеката у погледу момента пропињања када су површине смештене ван канала [90]), (Слика 7.1). Пречник вентилатора ограничен је на 150 [mm] а број обртаја на 35000 [о/мин]. Елиса је посматрана као фиксна (без могућности промене корака).

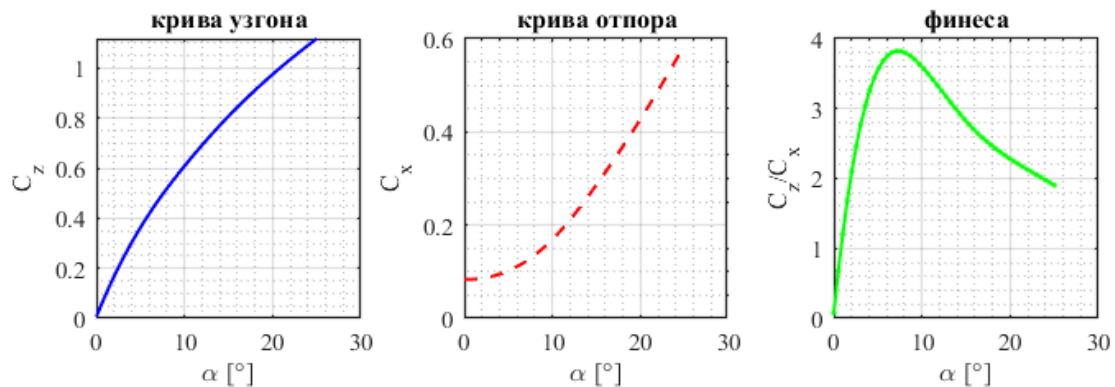


Слика 7.1 Илустрација разматране беспилотне летелице

Рачунарски генерисана илустрација разматране беспилотне ВТОЛ летелице.

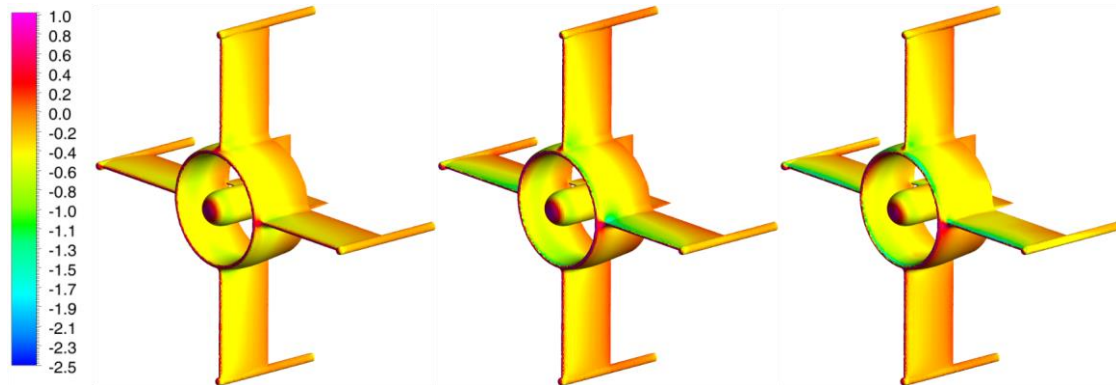
Пре почетка процеса оптимизације извршена је прелиминарна анализа момен-тном теоријом како би се утврдиле основне величине за случај лебдења и за случај аксијалног лета са брзином од 150 [km/h]. На основу ове анализе као и помоћу ис-кустава и препорука датих у литератури дефинисани су основни параметри геомет-рије канала (степен експанзије, полупречник усница уводника и сл.) док су димен-зије центроплана апроксимативно одређене на основу потребне снаге и прегледом погодних комерцијално доступних електромотора. Треба напоменути да електро-мотори из базе коришћене у првом примеру претходног поглавља су првенствено намењени за погоњење слободних елиса па је примећено да већина њих није било

погодно за примену у овом случају јер имају премали K_v (мали број обртаја за дату снагу) или превелики пречник (смањује се расположиви попречни пресек). У овом случају логичније је користити електромотор са унутрашњим ротором тј. са мањим бројем полова (већи K_v и мањи пречник). Из овог разлога створена је нова мања база са оваквим електромоторима. У првој итерацији коришћен је претходно поменути метод (моментна теорија и емпиријски подаци) како би се добила геометрија која је што ближе оптималној и која би била искоришћена за утврђивање аеродинамичких карактеристика летелице у аксијалном лету (геометрија канала може имати велики утицај на њих). Ово је било неопходно због одређивања потребне силе потиска у режиму крстарења за коју би пропулзор требао бити оптимизован (као и за режим лебдења). Аеродинамичка анализа изведена је у софтверском пакету *Ansys Fluent* и показала је да летелица има максималну финесу приближно 3.75 при нападном углу од 8° (Слика 7.2). Одавде, за режим аксијалног лета узета је сила потиска од 10 [N] (намерно је узета већа вредност пошто је финеса која одговара случају лета од 150 [km/h] на висини од 1000 [m] једнака 3.6, као и како би се узели у обзир могући губици који су последица утицаја елисе пропулзора).

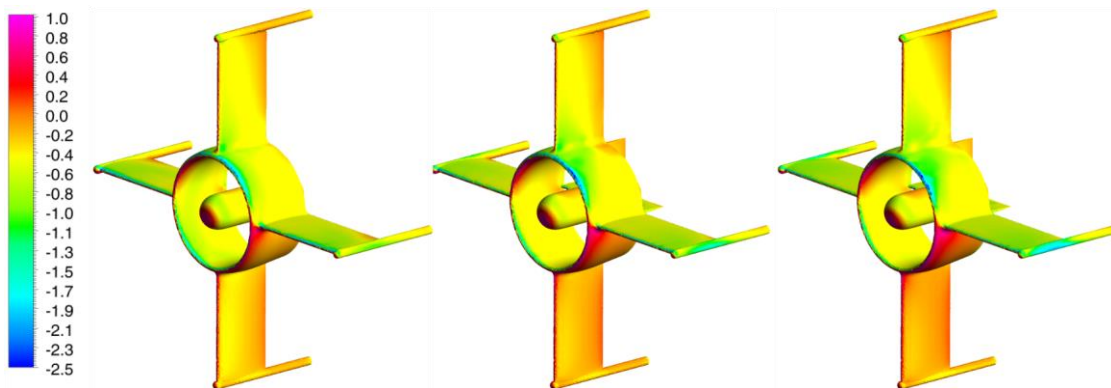


Слика 7.2 Аеродинамичке карактеристике летелице без вентилатора
Крива узгона (лево), крива отпора (средина) и финеса (десно) у функцији од нападног угла.

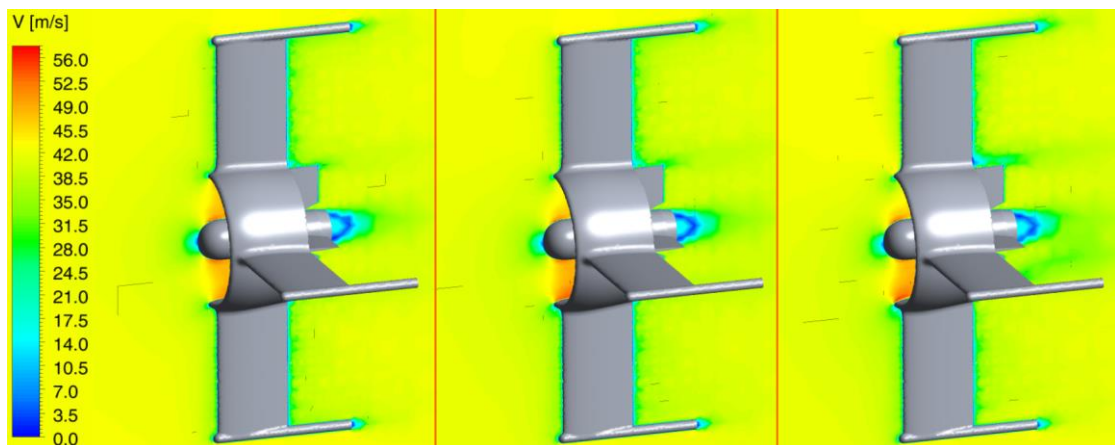
На сликама 7.3-7.6 приказана је расподела коефицијената притисака по површинама летелице као и расподела брзина (струјно поље) у равни симетрије за неколико различита нападних углова. Као што се може уочити са слика велики удео у силама узгона и отпора има и канал пропулзора (за $\alpha = 10^\circ$ на пример, 43.4% укупне силе отпора и 41.5% укупне силе узгона последица су канала пропулзора).



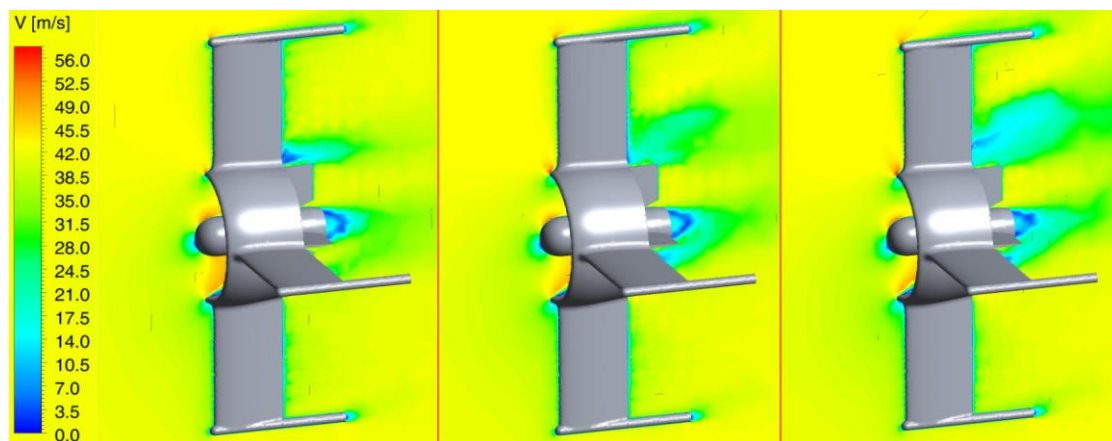
Слика 7.3 Коefицијент притиска летелице без вентилатора за $\alpha = 0 - 10^\circ$
 Расподела коefицијента притиска при брзини лета $V = 150 \text{ km/h}$ за нападне
 углове $\alpha = 0^\circ$ (лево), $\alpha = 5^\circ$ (средина) и $\alpha = 10^\circ$ (десно).



Слика 7.4 Коefицијент притиска летелице без вентилатора за $\alpha = 15 - 25^\circ$
 Расподела коefицијента притиска при брзини лета $V = 150 \text{ km/h}$ за нападне
 углове $\alpha = 15^\circ$ (лево), $\alpha = 20^\circ$ (средина) и $\alpha = 25^\circ$ (десно).

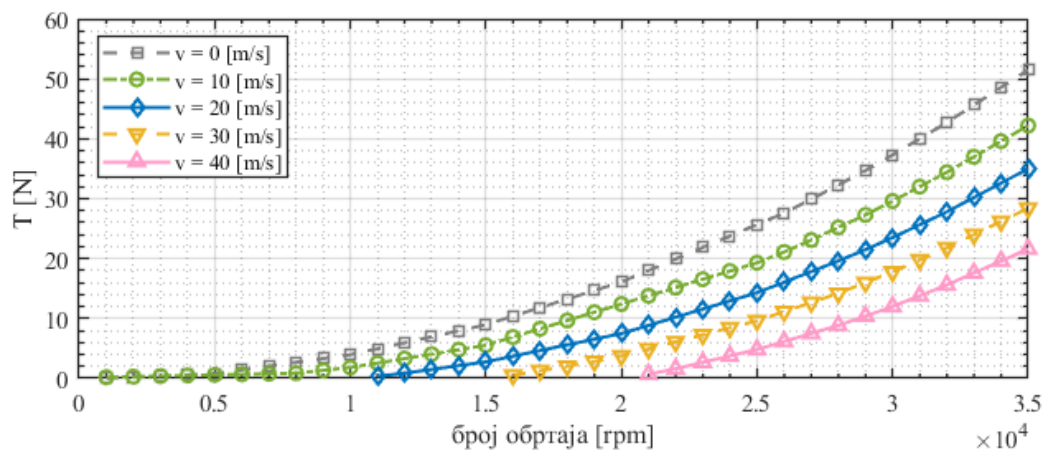


Слика 7.5 Расподела брзина око летелице без вентилатора за $\alpha = 0 - 10^\circ$
 Брзинска поља око летелице при брзини лета $V = 150 \text{ km/h}$ за нападне углове α
 $= 0^\circ$ (лево), $\alpha = 5^\circ$ (средина) и $\alpha = 10^\circ$ (десно).



Слика 7.6 Распoдела брзина око летелице без вентилатора за $\alpha = 15 - 25^\circ$
 Брзинска поља око летелице при брзини лета $V = 150 \text{ km/h}$ за нападне углове $\alpha = 15^\circ$ (лево), $\alpha = 20^\circ$ (средина) и $\alpha = 25^\circ$ (десно).

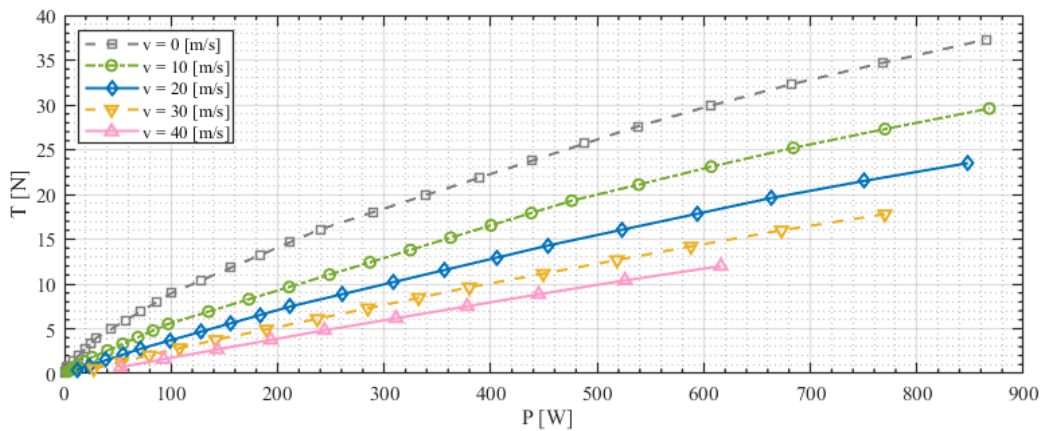
Вишекритеријумском оптимизацијом генетским алгоритмом добијен је Парето скуп решења по оба критеријума. Из овог скупа изабран је пропулзор са већом ефикасношћу у аксијалном лету при чему исти нема превелике губитке у режиму лебдења. Сила потиска изабраног пропулзора за различите бројеве обртаја и при различитим брзинама лета приказана је на слици 7.7 док је на слици 7.8 приказана потребна снага на вратилу мотора за одговарајућу силу потиска при различитим брзинама лета. Висина лета у оба приказана случаја је 0 [m] . Треба напоменути да је зазор између врха лопатица и унутрашњег плашта канала изабран да буде конзервативних 2% полупречника елисе.



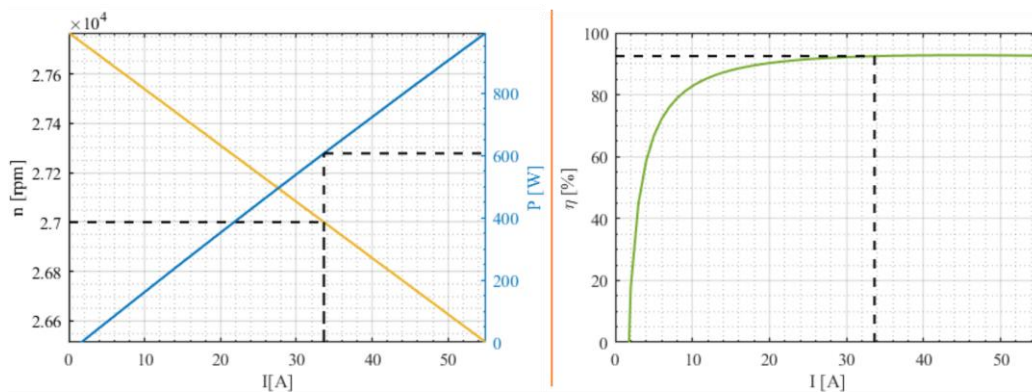
Слика 7.7 Сила потиска оптимизованог вентилаторског пропулзора
 Сила потиска у функцији броја обртаја за неколико различите брзине лета.

Као најбољи за дате режиме рада за оптимизован пропулзор одабран је електромотор LMT1940/11. Карактеристике изабраног електромотора за радни режим

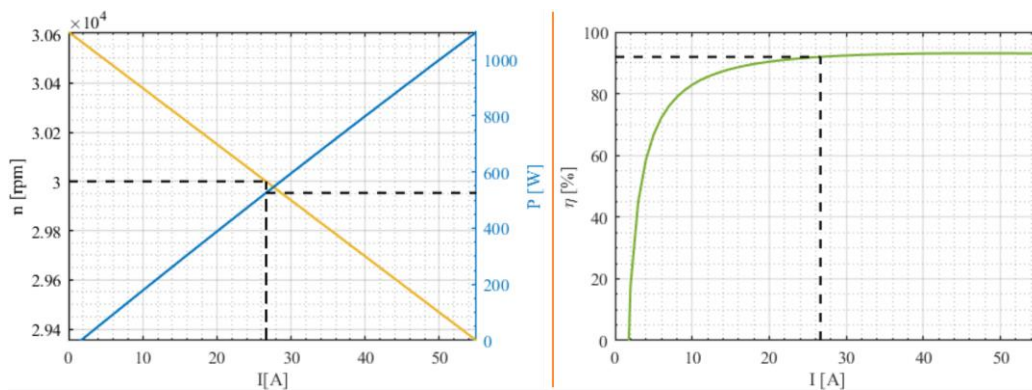
лебдења приказане су на слици 7.9 док су на слици 7.10 приказане карактеристике овог мотора када је летелица у режиму аксијалног лета.



Слика 7.8 Зависност сила потиска / снага оптимизованог пропулзора
Сила потиска у функцији од снаге на вратилу елисе за неколико различите брзине лета.



Слика 7.9 Карактеристике изабраног електромотора за статички режим
Број обртаја и снага електромотора у функцији од оптерећења (лево), ефикасност електромотора (десно).



Слика 7.10 Карактеристике електромотора за режим аксијалног лета
Број обртаја и снага електромотора у функцији од оптерећења (лево), ефикасност електромотора (десно).

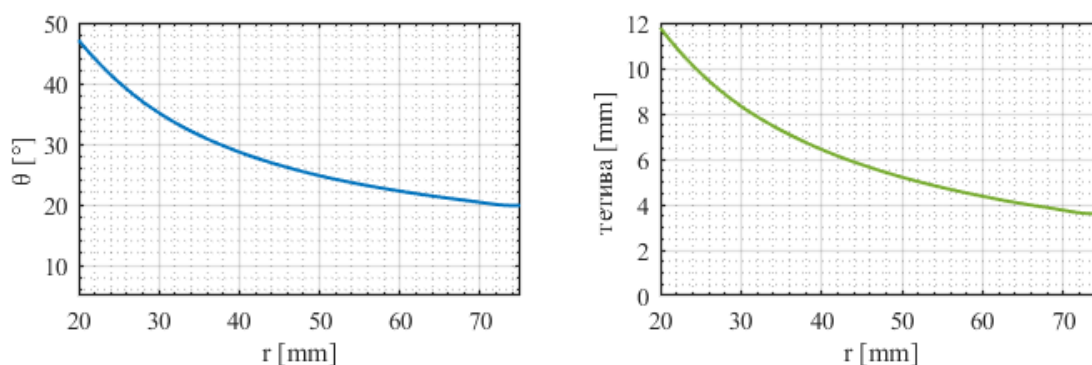
Као што се може видети са дијаграма (Слика 7.9 и 7.10) ефикасност електро-мотора за оба радна режима је изузетно велика (92.47% у случају лебдења тј. 91.94% у случају аксијалног лета). За контролисање електромотора изабран је контролер *CC Phoenix 60* максималног напона 29.6V и максималне дозвољене континуалне јачине струје 60А. Унутрашња отпорност контролера је 1.8 [mΩ] а његова маса је 58 [gr]. Изабрана је *LiPoly* батерија са седам серијски повезаних ћелија капацитета 10 [Ah] где је континуални *C* рејтинг ћелије 15C, унутрашња отпорност 2.5 [mΩ] а маса 217 [gr]. За повезивање енергетских компонената предвиђен је бакарни кабл пречника 5.27 [mm] тј. *AWG 10* (енг. *American Wire Gauge*) чија је електрична отпорност 3.28 [mΩ] по метру дужном а тежина 46.8 [gr/m]. Ове вредности представљене су и табеларно (Табела 7.1).

Табела 7.1 Карактеристике енергетских компонената пропулзора

Основне карактеристике изабраних енергетских компонената оптимизованог електровентилаторског пропулзора.

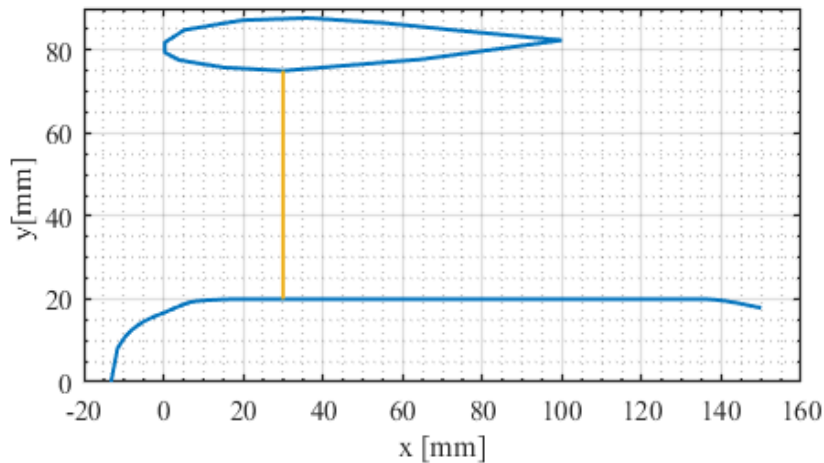
LMT 1940/11	D [mm]	L [mm]	m [gr]	R0 [mΩ]	I0 [A]	kV
	36	64	290	16	1.65	1425
CC Phoenix 60	препор.	Vmax [V]	m [gr]	R [mΩ]	Icont. [A]	Imax [A]
	3S-6S	29.6	58	1.8	60	80
LiPoly ћелија	Q [mAh]	"C" конт.	"C" макс.	R [mΩ]	m [gr]	ћелије
	10000	15C	25C	2.5	217	7S1P

Расподела локалних нагибних углова и тетива дуж лопатице (елиса је састављена од 5 лопатица) и изабрана оптимизована геометрија канала и приказани су на сликама 7.11 и 7.12 респективно.



Слика 7.11 Нагибни углови и тетива дуж крака елисе

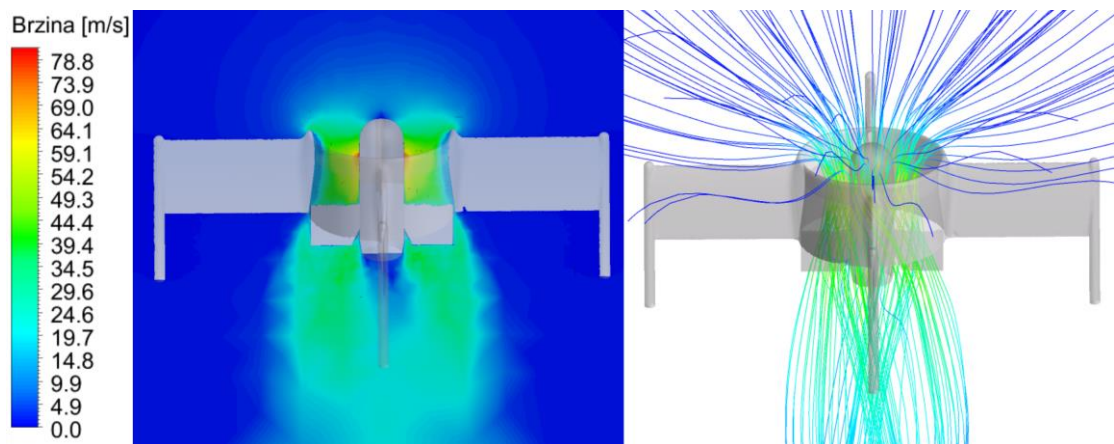
Расподела нагибних углова (лево) и тетива (десно) дуж крака елисе.



Слика 7.12 Изабрана геометрија канала и центроплана пропулзора
Геометрија канала, центроплана и позиција елисе унутар канала.

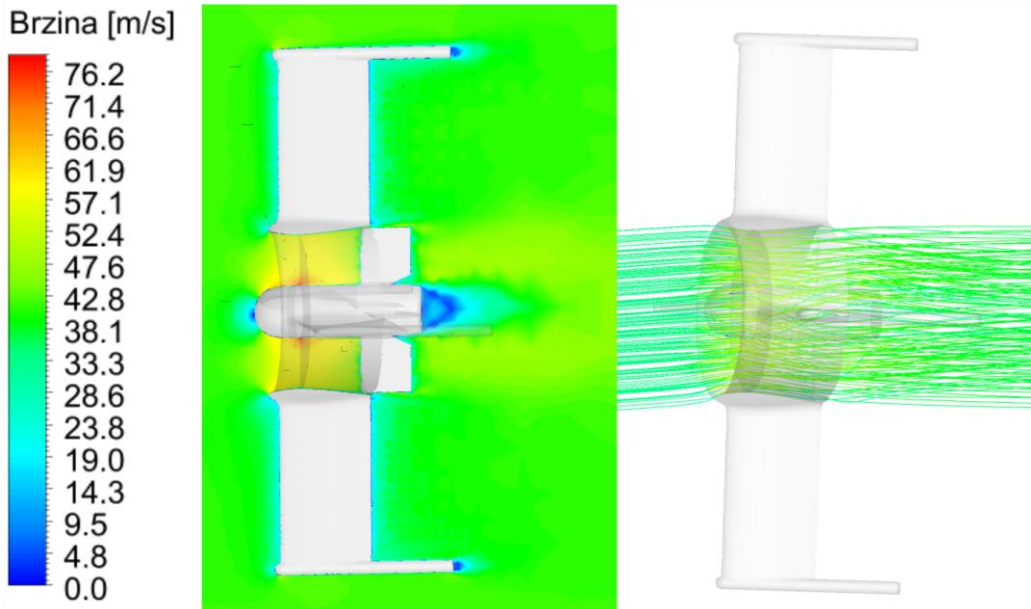
Утицај вентилаторског пропулзора на летелицу анализиран је методом коначних запремина применом софтверског пакета *Ansys Fluent 18.0*. За потребе анализе, елиса пропулзора моделована је *Fluent*-овим граничним условом „fan” при чему су профили скока притиска као и тангенцијалних и радијалних брзина дефинисани помоћу кориснички дефинисане функције (енг. *User Defined Function - UDF*). Ово је учињено како би се поједноставила поставка и омогућио бржи прорачун.

Са дијаграма струјних линија (Слика 7.13,) може се уочити вртложење струје у зони иза пропулзора што је очекивано имајући у виду да је исти пројектован без статорских лопатица.

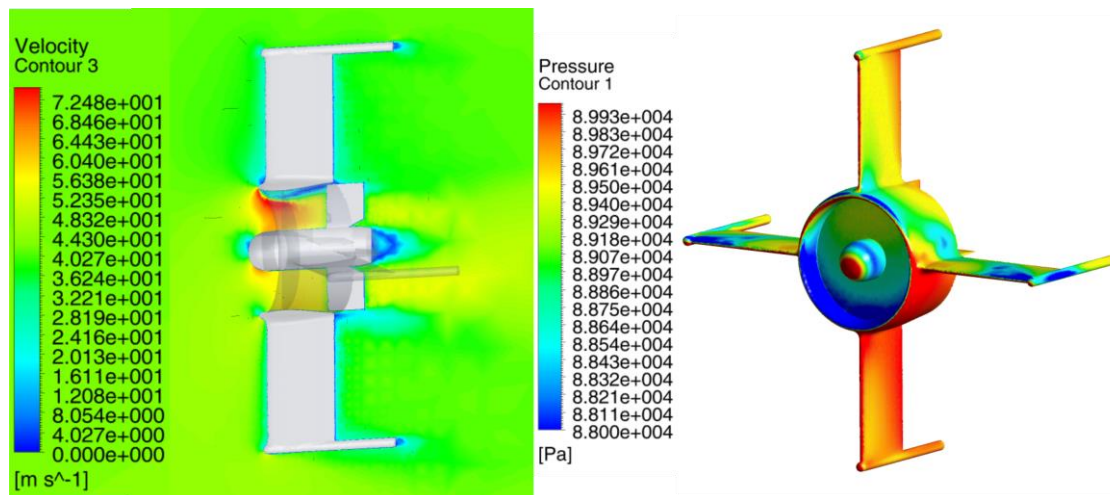


Слика 7.13 Распореда брзина и струјне линије за режим лебдења
Распореда брзина у равни симетрије (лево) и струјне линије испред и иза летелице (десно) за режим лебдења летелице.

На сликама 7.14 и 7.15 приказана је летелица у режиму аксијалног лета за нападни угао од 5° и 20° . На дијаграму расподеле притисака за нападни угао од 20° (Слика 7.15) може се видети велики степен неравномерности оптерећења диска ротора који може проузроковати велике губитке у ефикасности пропулзора што може довести и до хаварије елисе.



Слика 7.14 Расподела брзина и струјне линије при нападном углу $\alpha = 5^\circ$
 Расподела брзина у равни симетрије (лево) и струјне линије испред и иза летелице (десно) за режим аксијалног лета под нападним углом од 5° .



Слика 7.15 Расподела брзина и расподела притисака при $\alpha = 20^\circ$
 Расподела брзина у равни симетрије (лево) и расподела притисака по површини летелице (десно) режим аксијалног лета под нападним углом од 20° .

8 Закључак

Предмет истраживања ове дисертације били су поступци параметризације, оптимизације и интеграције електровентилаторског система пропулзора. Из овог разлога представљени су неки од најнапреднијих актуелних метода параметризације облика геометрије и два веома често коришћена хеуристичка метода оптимизације: генетски алгоритми и метод роја честица. Такође, представљени су математички модели саставних компоненета електровентилаторског пропулзора, како енергетских (електромотор, контролер мотора, батерија), тако и пропулзивних (каналисана елиса, статор).

Представљени методи параметризације и оптимизације спрегнути су са математичким моделима компонената како би се створила интегрисана методологија оптимизације електровентилаторских пропулзора. Овим поступком развијен је алат који олакшава и убрзава процес пројектовања вентилаторских пропулзора намењеним малим беспилотним летелицама узимајући у обзир и електричне енергетске компоненте. Методологија оптимизације представљена је кроз неколико засебних примера као и један интегрални где је извршено пројектовање пропулзора намењеног малој беспилотној ВТОЛ летелици. Показано је да је могуће остварити значајно побољшање перформанси пропулзора за одређени радни режим (у погледу ефикасности и преко 10% док је побољшање односа снага/потисак и веће).

За потребе испитивања развијена је и експериментална поставка којом су вршена испитивања једног комерцијалног пропулзора. Овим испитивањима анализиран је утицај уводника на понашање пропулзора и утврђено је да повећање полупречника усница уводника позитивно утиче на перформансе пропулзора као и на смањење буке с тим да су позитивни ефекти израженији до релативног полупречника усница $0.3R$ након чега се допринос умањује. Извршена је нумеричка анализа методом коначних запремина којом је дат квалитативни увид у струјно поље унутар канала пропулзора.

8.1 Научни допринос дисертације

Научни допринос дисертације огледа се кроз:

- детаљан преглед релевантне литературе везане за предмет истраживања,

- креирање базе са комерцијално доступним електричним енергетским компонентама пропулзора са електричним погоном,
- интеграцију и синтезу методологије параметризације вентилаторских пропулзора као и класичних елиса погоњених електричним погоном са циљем оптимизације њихових перформанси,
- развоја оптимизационог модела и поређење два метода оптимизације на примеру једног вентилаторског пропулзора као и развоја вишекритеријумског оптимизационог модела,
- развоја испитног стола за експериментално испитивање карактеристика малих електровентилаторских пропулзора,
- разматрање утицаја пропулзора оптимизованог за одређени радни режим на аеродинамичке карактеристике летелице на којој је интегрисан.

8.2 Могући правци даљег истраживања

Представљена методологија параметризације и оптимизације намењена је за односиметричне пропулзоре због уштеде рачунарских ресурса међутим развојем рачунарске технике постаје изводљиво сличним методама развити методологију за оптимизацију тродимензионалних геометрија. Такође из разлога уштеде рачунарског ресурса представљена методологија у фази оптимизације ослања се на анализу струјног поља вртложним панел методом што би могло бити замењено нумеричким решавањем једначина динамике флуида које је рачунарских захтевније међутим и тачније.

Осим у правцу геометријске параметризације и оптимизације велики је простор у погледу управљања летелицом која је погоњена електровентилаторским пропулзором као и интеграцијом са осталим подсистемима летелице.

9 Литература

- [1] A. Abbas, J. de Vicente и E. Valero, „Review Aerodinamic Technologies to Improve Aircraft Performance,“ *Aerospace Science and Technology*, т. 28, бр. 1, pp. 100-132, 2013.
- [2] M. Urs и A. Vezzini, „Electric flight - history - state of the art and first applications,“ у *EVS28 International Electric Vehicle Symposium and Exhibition*, Kintex, Korea, Maj 03-06, 2015.
- [3] H. Kuhn, C. Falter и A. Sizmann, „Renewable Energy Perspectives for Aviation,“ у *3rd CEAS Air&Space Conference, 21st AIDAA Congress*, Venice, Italy, 2011.
- [4] National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine., „Commercial Aircraft Propulsion and Energy Systems Research, Reducing Global Carbon Emissions,“ The National Academies Press, Washington, DC, 2016.
- [5] M. K. Bradley и C. K. Droney, „Subsonic Ultra Green Aircraft Research: Phase I Final Report,“ NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia, 2011.
- [6] EU Commision, „Flightpath 2050 Europe's Vision for Aviation,“ Publication Office of the European Union, Luxemburg, 2011.
- [7] R. Kirner, L. Raffaelli, A. Rolt, P. Laskaridis, G. Doulgeris и R. Singh, „An assessment of distributed propulsion: Advanced propulsion system architectures for conventional aircraft configurations,“ *Aerospace Science and Technology*, т. 46, pp. 42-50, 2015.
- [8] R. Kirner, L. Raffaelli, A. Rolt, P. Laskaridis, G. Doulgeris и R. Singh, „An assessment of distributed propulsion: PartB – Advanced propulsion system architectures for blended wing body aircraft configurations,“ *Aerospace Science and Technology*, т. 50, pp. 212-219, 2016.
- [9] A. S. Ghardani, G. Doulgeris и R. Singh, „Challenges of Future Aircraft Propulsion: A Review of Distributed Propulsion Technology and its Potential Application for the all Electric Commercial Aircraft,“ *Progress in Aerospace Sciences*, т. 47, pp. 369-391, 2011.

-
- [10] A. Rolt и J. Whurr, „Distributed Propulsion Systems to Maximize the Benefits of Boundary Layer Ingestion,“ у *ISABE 2015*, Phoenix, 2015.
- [11] K. Okai, „Research Activities on Electric Aircraft and Hybrid Electric Propulsion System,“ у *Europe-Japan Symposium Electrical Technologies for the Aviation of the Future*, Tokyo, Japan, 2015.
- [12] G. V. Brown, „Efficient Flight-Weight Electric Systems,“ у *2012 Technical Conference NASA Fundamental Aeronautics Program Subsonic Fixed Wing Project*, Cleveland, Ohio, 2012.
- [13] H. D. Kim, J. L. Felder, M. T. Tong и M. Armstrong, „Revolutionary Aeropropulsion Concept for Sustainable Aviation: Turboelectric Distributed Propulsion,“ у *21st International Symposium on Air Breathing Engines · ISABE 2013*, Busan, Korea, 2013.
- [14] J. L. Felder, G. V. Brown и H. D. Kim, „Turboelectric Distributed Propulsion in a Hybrid Wing Body Aircraft,“ у *20th International Symposium on Air Breathing Engines*, Gothenburg, Sweden, 2011.
- [15] L. Chengyuan, G. Doulgeris, P. Laskaridis и R. Singh, „Turboelectric Distributed Propulsion System Modelling for Hybrid-Wing-Body Aircraft,“ у *48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Atlanta, Georgia, 2012.
- [16] S. B. Anderson, „Historical Overview of V/STOL Aircraft Technology,“ Ames Research Center, Moffett Field, California, 1981.
- [17] M. J. Duffy, S. Wakayama, R. Hupp, R. Lacy и M. Stauffer, „A Study in Reducing the Cost of Vertical Flight with Electric Propulsion,“ у *17th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, Denver, Colorado, 2017.
- [18] Директорат цивилног ваздухопловства Републике Србије, „Правилник о беспилотним ваздухопловима,“ *Службени гласник РС*, бр. 108, 2015.
- [19] M. Hepperle, „Electric Flight - Potential and Limitations,“ у *STO-MP-AVT-209 Workshop on Energy Efficient Technologies and Concepts Operation*, 2012.
- [20] M. Thackeray, C. Wolverton и E. Isaacs, „Electrical energy storage for transportation - approaching the limits of, and going beyond, lithium-ion batteries,“ *Energy & Environmental Science*, т. 5, pp. 7854-7863, 2012.

- [21] J.-S. Lee, S. T. Kim, R. Cao, N.-S. Choi, M. Liu, K. T. Lee и J. Cho, „Metal–Air Batteries with High Energy Density: Li–Air versus Zn–Air,“ *Advanced Energy Materials*, т. 1, pp. 34-50, 2011.
- [22] K. Kovalev и N. Ivanov, „Superconducting Electric Machines for Future Electric Aircraft,“ у *MEA 2017 Conference*, Moscow, 2017.
- [23] A. R. Gibson, D. Hall, B. Schiltgen, T. Foster и J. Keith, „The Potential and Challenge of TurboElectric Propulsion for Subsonic Transport Aircraft,“ у *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Orlando, 2010.
- [24] P. J. Masson, M. Breschi, P. Tixador и C. A. Luongo, „Design of HTS Axial Flux Motor for Aircraft Propulsion,“ *IEEE Transactions on Applied Superconductivity*, т. 17, бр. 2, pp. 1533-1536, 2007.
- [25] P. J. Masson, G. V. Brown, D. S. Soban и C. A. Luongo, „HTS machines as enabling technology for all-electric airborne vehicles,“ *Superconducting Science and Technology*, т. 20, pp. 748-756, 2007.
- [26] K. S. Haran, S. Kalsi, T. Arndt, H. Karmaker, R. Badcock, B. Buckley, T. Haugan, M. Izumi, D. Loder, J. Bray, P. Masson и E. Stautner, „High power density superconducting rotating machines - development status and technology roadmap,“ *Superconductor Science and Technology*, т. 30, pp. 1-41, 2017.
- [27] J. L. Pereira, Hover and Wind-Tunnel Testing of Shrouded Rotors for Improved Micro Air Vehicle Design (Doctoral dissertation), Faculty of the Graduate School of the University of Maryland, College Park, 2008.
- [28] V. Hrishikeshavan, Experimental Investigation of a Shrouded Rotor Micro Air Vehicle in Hover and in Edgewise Gusts (Doctoral dissertation), Faculty of the Graduate School of the University of Maryland at College Park, 2011.
- [29] G. J. Leishman, Principles of Helicopter Aerodynamics, Second Edition, New York: Cambridge University Press, 2006.
- [30] R. Guttman, „Caproni Flying Barrel,“ *Aviation History*, pp. 18-19, Март 2010.
- [31] H. A. Museum, „Hiller Aviation Museum,“ 2017. [На мрежи]. Available: <http://www.hiller.org/event/flying-platform/>. [Последњи приступ Август 2017].

- [32] R. Stevenson, „Doak`s One-Off,“ *Aviation History*, pp. 14-15, Јули 2014.
- [33] Piasecki Aircraft Corporation, „Piasecki Aircraft Corporation,“ 2009. [На мрежи]. Available: http://www.piasecki.com/compound_16h1a.php. [Последњи приступ Август 2017].
- [34] S. C. Roberts, D. Stewart, V. Boaz, G. Bryant, L. Mertaugh, G. Wells и M. Gaddis, „USAAVLABS Technical Report 67-21 SV-11A Description and Preliminary Flight Test,“ U.S. Army Aviation Materiel Laboratories, Fort Eustits, Virginia, 1967.
- [35] L. A. Young, E. W. Aiken, J. L. Johnson, R. Demblewsky, J. Andrews и J. Klem, „New Concepts and Perspectives on Micro-Rotorcraft and Small Autonomous Rotary-Wing Vehicles,“ у *20th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, St. Louis, Missouri, 2002.
- [36] D. Kuchemann, „Concerning the Flow Around Ring-Shaped Cowlings of Finite Thickness Part I,“ у *NACA TM 1325, Translation of ZWB Forschungsbericht Nr. 1236, June 13, 1940*, Washington, 1952.
- [37] D. Kuchemann и J. Weber, „Concerning the Flow About Ring-Shaped Cowlings Part II - Annular Bodies of Infinite Length with Circulation for Smooth Entrance,“ у *NACA TM 1326, Translation of ZWB Forschungsbericht Nr. 1236/2, Nov. 11, 1940*, Washington, 1951.
- [38] D. Kuchemann и J. Weber, „Concerning the Flow About Ring-Shaped Part VI: Further Measurements on Inlet Devices,“ у *NACA TM 1327, Translation of ZWB Forschungsbericht Nr. 1236/6, March 30, 1942*, Washington, 1951.
- [39] D. Kuchemann и J. Weber, „Concerning the Flow About Ring-Shaped Part VIII: Further Measurements on annular profiles.,“ у *NACA TM 1328, Translation of ZWB Forschungsbericht Nr. 1236/8*, Washington, 1952.
- [40] D. Kuchemann и J. Weber, „Concerning the Flow About Ring-Shaped Cowlings, Part IX: The Influence of Oblique Oncoming Flow on the Incremental Velocities and Air Forces at the Front Part of Circular Cowl,“ у *NACA TM 1329, Translation of ZWB Forschungsbericht Nr. 1236/9, Jun 10, 1943*, Washington, 1952.
- [41] D. Kuchemann и J. Weber, „Concerning the Flow About Ring-Shaped Cowlings, Part XII: Two New Classes of Circular Cowl,“ у *NACA TM*

- 1360, *Translation of ZWB Untersuchungen und Mitteilungen Nr. 3111*, Washington, 1953.
- [42] R. W. Slaney, *The Publications of Dietrich Kuchemann*, London: Controller HMSO, 1976.
- [43] H. A. Wahl и D. T. Julian, „Comparative Study of Various Types of VTOL Transport Aircraft, Ducted Fan Design Study of the Vertodyne Report R-80,“ Vertol Aircraft Corporation, Morton, Pennsylvania, 1956.
- [44] A. H. Sacks и J. A. Burnell, „Ducted Propellers - A Critical Review of the State of the Art,“ *y Progress of Aeronautical Sciences*, New York, Pergammon Press, 1962, pp. 85-135.
- [45] W. B. Morgan, „A Theory of the Ducted Propeller with Finite Number of Blades,“ Armed Services Technical Information Agency, Arlington, Virginia, 1961.
- [46] L. Meyerhoff и P. Zvengrowski, „Ducted Propeller Study,“ Eastern Research Group, New York, New York, 1962.
- [47] A. Kriebel, „Theoretical Stability Derivatives for a Ducted Propeller,“ *Journal of Aircraft*, т. 1, бр. 4, pp. 203-210, 1964.
- [48] G. R. Hough и A. L. Kaskel, „A Comparison of Ducted Propeller Theory with Vell X-22A Experimental Data,“ TAR-TR 6510, Washington, D.C., 1965.
- [49] R. C. Turner, „Notes on Ducted Fan Design,“ Ministry of Aviation, Aeronautical Research Council, London, United Kingdom, 1966.
- [50] A. R. Kriebel и M. R. Mendenhall, „Predicted and Measured Performance of Two Full-Scale Ducted Propellers,“ Itek Corporation, Palo Alto, California, 1966.
- [51] M. Mendenhall и S. B. Spangler, „Theoretical Study of Ducted Fan Performance,“ NASA CR-1494, Washington, DC, 1970.
- [52] M. R. Mendenhall и S. B. Spangler, „A Computer Program for the Prediction of Ducted Fan Performance,“ NASA CR-1495, Washington, D.C., 1970.
- [53] T. W. Sheehy, „Computer Aided Shrouded Propeller Design,“ *y Proceedings of the AIAA 9th Annual Meeting and Technical Display AIAA-7354*, Washington, D.C., 1973.

- [54] I. S. Gibson, „Theoretical Studies of Tip Clearance and Radial Variation of Blade Loading on the Operation of Ducted Fans and Propellers,“ *Journal Mechanical Engineering Science*, т. 16, бр. 6, pp. 367-376, 1974.
- [55] H. V. Borst, „A New Blade Element Method for Calculating the Performance of High and Intermediate Solidity Fans,“ NASA Contractor Report 3063, Wayne, Pennsylvania, 1978.
- [56] R. J. Weir, „Sandia Report RS-8232-2: Ducted Propeller Design and Analysis,“ Sandia National Laboratories, Albuquerque, New Mexico, 1987.
- [57] M. H. Williams, J. Cho и W. N. Dalton, „Unsteady Aerodynamic Analysis of Ducted Fans,“ *Journal of Propulsion*, т. 7, бр. 5, pp. 800-804, 1991.
- [58] G. S. Page, „Design and Analysis of Single and Dual Rotation Ducted Fans,“ у *AIAA 34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, 1996.
- [59] C. N. Adkins и R. Liebeck, „Design of Optimum Propellers,“ у *AIAA 21st Aerospace Sciences Meeting*, Reno, Nevada, 1983.
- [60] I. Guerrero, K. Londenberg, P. Gelhausen и A. Myklebust, „A Powered Lift Aerodynamic Analysis for the Design of Ducted Fan UAVs,“ у *2nd AIAA "Unmanned Unlimited" Systems, Technologies, and Operations AIAA-6567*, San Diego, California, 2003.
- [61] M. Drela и H. Youngren, *Axisymmetric Analysis and Design of Ducted Rotors*, White Paper, 2005.
- [62] C. Hwang, „Conceptual Design of a Ducted Fan for Helicopter Anti Torque System,“ *KSAS International Journal*, т. 6, бр. 1, pp. 89-96, 2005.
- [63] P. Carter, *DFDC Blade Blockage Model*, Esotec Developments, 2014.
- [64] A. F. Nemnem, M. Y. Zakaria и A. M. Elzahaby, „Design Procedure for Unmanned Applications,“ у *2018 AIAA Information Systems-AIAA Infotech@Aerospace Conference*, Kissimmee, Florida, 2018.
- [65] В. И. Шайдаков, „Аэродинамические исследования системы винт в кольце на режиме висения,“ у *Исследования в области теоретической и прикладной аэродинамики*, Москва, 1959.
- [66] В. И. Шайдаков, „Влияние глубины расположения винта в кольце на аэродинамические характеристики системы для режима работы на месте,“ *Изв. высших учебных заведений, Серия: Авиационная техника*, бр. 2, pp. 22-30, 1960.

- [67] В. И. Шайдаков, „Оптимальный воздушный винт в канале,“ у *Теоретические основы вертолетостроения, теоретическая и экспериментальная аэродинамика*, Москва, МАИ, 1994, pp. 137-146.
- [68] В. И. Шайдаков, *Аэродинамика винта в кольце*, Москва: МАИ, 1996.
- [69] *Аэродинамика винта в кольце*, Москва: МАИ, 1996.
- [70] В. И. Шайдаков, „Аэродинамика винта в кольце с коллектором и цилиндрическим диффузором ограниченной длины,“ у *Труды третьего Форума РосВО*, Москва, 1998.
- [71] В. И. Шайдаков, „Аэродинамика винта в кольце в условиях обтекания осевым у горизонтальным потоком,“ у *Труды четвертого Форума РосВО*, Москва, 2000.
- [72] В. И. Шайдаков, „Аэродинамические характеристики системы винт в кольце в условиях обтекания горизонтальным потоком под нулевым углом атаки,“ *Научный Вестник МГТУ ГА*, т. 19, бр. 4, pp. 165-174, 2016.
- [73] В. И. Шайдаков и О. А. Завалов, „Аэродинамическое проектирование фенестрона, Учебное пособие,“ Московский ордена Ленина и ордена Октябрьской революции Авиационный Институт имени Серго Орджоникидзе, Москва, 1980.
- [74] В. И. Шайдаков и О. А. Завалов, „Аэродинамическое проектирование дистанционно-пилотируемого летательного аппарата с несущей системой «винт в кольце»,“ *Электронный журнал «Труды МАИ»*, бр. 49, pp. 1-11, 2015.
- [75] В. N. Bourtsev и S. V. Selemeney, „Fan-in-Fin Performance at Hover Computational Method,“ у *26th European Rotorcraft Forum*, The Hague, Netherlands, 2000.
- [76] С. Пивко, „The Annular Aerofoil with Central Body and Propeller: An Approximate Method for the Estimation of the Velocity and Pressure Distribution over the Surface of a Circular Annular Aerofoil with Central Body and Propeller,“ *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, т. 29, бр. 11, pp. 353-357, 1957.
- [77] С. Пивко, *Аэродинамика прстенастог крила*, Београд: Српска академија наука и уметности, 1976.

- [78] L. Stipa, „Esperienze con Eliche Intubate,“ *L'Aerotecnica*, pp.923-953, pp. 923-953, 1931.
- [79] W. Krüger, „On Wind Tunnel Tests and Computations Concerning the Problem of Shrouded Propellers,“ NACA TM No.1202, Translation of ZWB Forschungsbericht Nr.1949, January 21, 1944, Washington, D.C., 1949.
- [80] R. J. Platt, „Static Tests of a Shrouded and Unshrouded Propeller,“ NACA RM No. L7H25, Washington, D.C., 1948.
- [81] H. H. Hubbard, „Sound Measurements for Five Shrouded Propellers at Static Conditions,“ NACA TN 2024, Washington, D.C., 1950.
- [82] L. P. Parlett, „Aerodynamic Characteristics of a Small-Scale Shrouded Propeller at Angles of Attack from 0° to 90°,“ NACA TN 3547, Washington, D.C., 1955.
- [83] R. T. Taylor, „Experimental Investigation of the Effects of Some Shroud Design Variables on the Static Thrust Characteristics of a Small Scale Shrouded Propeller Submerged in a Wing,“ NACA TN 4126, Washington, D.C., 1958.
- [84] K. W. Mort, „Performance Characteristics of a 4-Foot-Diameter Ducted Fan at Zero Angle of Attack for Several Fan Blade Angles,“ NASA TN D-3122, Washington, D.C., 1965.
- [85] R. M. Grose, „Wind-Tunnel Tests,“ WADC TR 58-604, United Aircraft Corp., 1958.
- [86] D. M. Black, H. S. Wainauski и C. Rohrbach, „Shrouded Propellers - A Comprehensive Performance Study,“ у *AIAA 5th Annual Meeting and Technical Display*, Philadelphia, Pennsylvania, 1968.
- [87] R. Worobel и A. A. Perachio, „Shrouded Propeller Test Program Method Development Volume I of II,“ Hamilton Standard Report HSER 4776, 1968.
- [88] R. Worobel, A. A. Peracchio и J. H. Fidler, „Shrouded Propeller Test Program Computer Program Volume II of II,“ Hamilton Standard Report HSER 4776, 1968.
- [89] M. D. Falarski и K. W. Mort, „Large-Scale Wind-Tunnel Investigation of a Ducted-Fan - Deflected-Slipstream Model with and Auxiliary Wing,“ NASA TN D-6323, Washington, D.C., 1971.

- [90] R. J. Weir, „Aerodynamic Considerations for a Free-Flying Ducted Propeller,“ y *15th Atmospheric Flight Mechanics Conference*, Minneapolis, Minneapolis, 1988.
- [91] J. R. Andrews, R. G. Riley и C. Rahnke, „Design and Testing of a Ducted Tail Rotor Concept Demonstrator for a Model 222U Helicopter,“ y *22nd European Rotorcraft Forum 1996 Proceedings -Volume One*, Brighton, United Kingdom, 1996.
- [92] M. Preston и T. Chee, „Performance and Flowfield Measurements on a 10-Inch Ducted Rotor VTOL UAV,“ y *Proceedings of the 60th Annual Forum of the American Helicopter Society*, Baltimore, Maryland, 2004.
- [93] W. E. Graf, *Effects of Duct Lip Shaping and Various Control Devices on the Hover and Forward Flight*, MSc Thesis, Blacksburg, Virginia: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2005.
- [94] W. Graf, J. Fleming и N. Wing, „Improving Ducted Fan Aerodynamics in Forward Flight,“ y *46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, 2008.
- [95] J. L. Pereira и I. Chopra, „Hover Tests of Micro Aerial Vehicle-Scale Shrouded Rotors, Part I: Performance Characteristics,“ *Journal of the American Helicopter Society*, т. 54, бр. 1, pp. 012001-1-012001-28, 2009.
- [96] J. L. Pereira и I. Chopra, „Hover Tests of Micro Aerial Vehicle-Scale Shrouded Rotors, Part II: Flow Field Measurements,“ *Journal of the American Helicopter Society*, т. 54, p. 012002, 2009.
- [97] V. Hrishikeshavan, J. Sirohi, M. Tishchenko и I. Chopra, „Design, Development, and Testing of a Shrouded Single-Rotor Micro Air Vehicle with Antitorque Vanes,“ *Journal of the American Helicopter Society*, т. 56, p. 012008, 2011.
- [98] A. Akturk, A. Shavalikul и C. Camci, „PIV Measurements and Computational Study of a 5-Inch Ducted Fan for V/STOL UAV Applications,“ y *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Orlando, Florida, 2009.
- [99] A. Akturk и C. Camci, „Experimental and Computational Assessment of a Ducted-Fan Rotor Flow Model,“ *Journal of Aircraft*, т. 49, бр. 3, pp. 885-897, 2012.

- [100] A. Akturk, *Ducted Fan Inlet/Exit and Rotor Tip Flow Improvements for Vertical Lift Systems - Phd Thesis*, Pennsylvania State University, 2010.
- [101] A. Akturk и С. Cngiz, „Tip Clearance Investigation of a Ducted Fan Used in VTOL Unmanned Aerial Vehicles - Part I: Baseline Experiments and Computational Validation,“ *Journal of Turbomachinery*, т. 136, бр. 021004, pp. 1-10, 2014.
- [102] A. Brusell, G. Andrikopoulos и G. Nikolakopoulos, „Novel Considerations on the Negative Pressure Adhesion of Electric Ducted Fans: An Experimental Study,“ у *25th Mediterranean Conference on Control and Automation (MED)*, Valleta, Malta, 2017.
- [103] H. S. Wainauski, „Variable Geometry Shrouded Propeller Test Program,“ Hamilton Standard Report HSER 5062, 1968.
- [104] S. A. Kondor и M. Moore, „Experimental Investigation of Morphing Nacelle Ducted Fan,“ у *NASA/ONR Circulation Control Worlshop*, Hampton, Virginia, 2004.
- [105] O. J. Ohanian, *Ducted Fan Aerodynamics and Modeling, with Applications of Steady and Synthetic Jet Flow Control, Phd Thesis*, Blacksburg, Virginia: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2011.
- [106] L. M. Myers, *Aerodynamic Experiments on a Ducted Fan in Hover and Edgewise Flight, MSc Thesis*, Pennsylvania State University, 2009.
- [107] И. В. Остославский и В. Н. Матвеев, „О работе винта помещенного в кольцо,“ *Труды ЦАГИ*, т. 248, 1935.
- [108] А. Н. Луговцев, С. П. Остроухов и Л. М. Певзнер, „О влиянии зазора между кольцом и винтом на аэродинамические характеристики винтокольцевого движителя и величину пульсаций давления на внутренней поверхности кольца,“ *Труды ЦАГИ*, 1976.
- [109] С. П. Остроухов, *Аэродинамические характеристики воздушного винта с простым закрылком*, Труды ЦАГИ Инв. №2256., 1976.
- [110] С. П. Остроухов, „Аэродинамические характеристики винта К184В и винтокольцевого движителя ВК1-К184В при малых скоростях полета и большой нагрузке мощностью,“ *Труды ЦАГИ*, т. Вып. 2569, 1982.

- [111] С. П. Остроухов, „Исследование эффективности использования щитка для улучшения характеристик винтокольцевого движителя на режиме реверса,“ *Труды ЦАГИ*, бр. №3191, 1987.
- [112] С. П. Остроухов, „Исследование картины течения около воздушного винта в профилированном кольце и без кольца при реверсе тяги,“ *Ученые записки ЦАГИ*, т. XL, бр. №2, pp. 96-103, 2009.
- [113] А. С. Алешин и С. П. Остроухов, „Aerodynamic Interaction between Ducted Propeller and Control Vane Placed in Duct,“ у *Intern. Symp. Proceedings, Zhukovsky, Russia*, 1997.
- [114] С. П. Остроухов, *Аэродинамика воздушных винтов и винтокольцевых движителей*, Москва: Физматлит, 2014.
- [115] G. Rajagopalan и Z. Zhaoxing, „Performance and Flow Field of a Ducted Propeller,“ у *AIAA/ASME/SAE/ASEE 25th Joint Propulsion Conference* , Monterey, California, 1989.
- [116] I.-C. Chang и R. G. Rajagopalan, „CFD Analysis for Ducted Fans with Validation,“ у *21st Applied Aerodynamics Conference*, Orlando, Florida, 2003.
- [117] R. Srivastava, T. S. Reddy и G. L. Stefko, „A Numerical Aeroelastic Stability Analysis of a Ducted Fan Configuration,“ у *32nd Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Buena Vista, Florida, 1996.
- [118] E. Alpman, L. N.-. Long и B. D. Kothman, „Toward a Better Understanding of Ducted Rotor Antitorque and Directional Control in Forward Flight,“ у *American Helicopter Society 59th Annual Forum*, Phoenix, Arizona, 2003.
- [119] G. C. Ruzicka, R. C. Strawn и E. T. Meadowcroft, „Discrete Blade CFD Analysis of Ducted Tail Fan Flow,“ у *42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, 2004.
- [120] G. C. Ruzicka, R. C. Strawn и E. T. Meadowcroft, „Discrete-Blade, Navier–Stokes Computational Fluid Dynamics Analysis of Ducted-Fan Flow,“ *Journal of Aircraft*, т. 42, бр. 5, pp. 1109-1117, 2005.
- [121] K. Karamolegkos, *Ducted Tail Rotor Performance Prediction Using CFD, Phd Thesis*, Cranfield, United Kingdom: Cranfield University, School of Engineering, Centre of Propulsion, 2014.

- [122] M. Marino, N. Gourdain, G. Legras и D. Alfano, „Aerodynamic simulation strategies assessment for a Fenestron® in hover flight,“ y *6th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS)*, Kraków, Poland, 2015.
- [123] J. Ahn и K. Lee, „A Computational Method for the Performance Modeling and Design of a Ducted Fan System,“ y *Third Asian Simulation Conference AsianSim 2004, Systems Modeling and Simulation: Theory and Applications*, Jeju Island, Korea, 2005.
- [124] F. L. Pan и J. Coupland, „An Integrated Optimization System for Low Noise Nacelle Design,“ y *11th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (26th AIAA Aeroacoustics Conference)*, Monterey, California, 2005.
- [125] A. Jasudavisius, *Optimization of a Ducted Fan Propulsion System for a Single Engine Aircraft, MSc Thesis*, Toronto, Ontario, Canada: Ryerson University, 2009.
- [126] H. W. Zhao и C. Bil, „Aerodynamic Design and Analysis of a VTOL Ducted-Fan UAV,“ y *26th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Honolulu, Hawaii, 2008.
- [127] W. H. Zhao, *Development of a Dynamic Model of a Ducted Fan VTOL UAV, MSc Thesis*, Melbourne, Australia: RMIT University, College of Science, Engineering and Health, School of Aerospace, Mechanical and Manufacturing Engineering, 2009.
- [128] H. Cai и H. Ang, „Design and analysis of a ducted fan UAV,“ *Journal of VibroEngineering*, т. 13, бр. 4, pp. 700-711, 2011.
- [129] W. Bo, G. Zheng, W. Peng, S. Shangqiu и H. Zhongxi, „Investigation of the Aerodynamic Characters of Ducted Fan System,“ *International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering*, т. 6, бр. 9, pp. 2015-2018, 2012.
- [130] Z. Wang, L. Chen и S. Guo, „Numerical Analysis of Aerodynamic Characteristics for the Design of a Small Ducted Fan Aircraft,“ *Journal of Aerospace Engineering*, т. 227, бр. 10, pp. 1556-1570, 2012.
- [131] L. Cho, S. Lee и J. Cho, „Numerical and Experimental Analyses of the Ducted Fan for the Small VTOL UAV Propulsion,“ *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, т. 56, бр. 6, pp. 328-336, 2013.

- [132] K. Bogdański, W. Krusz, M. Rodzewicz и M. Rutkowski, „Design and Optimization of Low Speed Ducted Fan for a New Generation of Joined Wing Aircraft,“ у *29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, St. Petersburg, Russia, 2014.
- [133] Y. Jiang, B. Zhang и T. Huang, „CFD Study of an Annular-Ducted Fan Lift System for VTOL Aircraft,“ *Aerospace*, бр. 2, pp. 555-580, 2015.
- [134] Y. Jiang и B. Zhang, „CFD Study of a New Annular Lift Fan Configuration with High Lift Efficiency,“ *Aerospace*, т. 4, бр. 13, pp. 1-13, 2017.
- [135] M. Philip, V. Kusmur и P. Manvi, „Design Optimization of a Ducted Fan Blended Wing Body UAV using CFD Analysis,“ *International Journal of Engineering Research & Technology (IJERT)*, т. 4, бр. 09, pp. 158-164, 2015.
- [136] T. E. Lee, *Design and Performance of a Ducted Coaxial Rotor in Hover and Forward Flight*, MSc Thesis, Colege Park, Maryland: Faculty of the Graduate School of the University of Maryland, 2010.
- [137] H. J. Geldenhuys, *Aerodynamic Development of a Contra-Rotating Shrouded Rotor System for a UAV*, MSc Thesis, Matieland, South Africa: Stellenbosch University, Faculty of Engineering, 2015.
- [138] C. Xu, *CFD Investigation into Propeller Spacing and Pitch Angle for a Ducted Twin Counter Rotating Propeller System*, MSc Thesis, Melbourne, Australia: RMIT University, College of Science Engineering and Health, School of Aerospace Mechanical and Manufacturing Engineering, 2015.
- [139] C. Huo, R. Barènes, J. Gressier и G. Grondin, „Numerical Study on Parametrical Design of Long Shrouded Contra-rotating Propulsion System in Hovering,“ у *International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering 2011- ICMAE 2011*, Venice, Italy, 2011.
- [140] T. R. Kuphaldt, *Lessons in Electric Circuits: Volume II - Alternating Current (AC) 6th Ed.*, Published under Design Science License, 2007.
- [141] С. Н. Вукосавић, *Електричне машине*, Београд: Универзитет у Београду, Електротехнички факултет, Академска мисао, 2010.
- [142] M. B. Wilamowski и J. D. Irwin, *Уредници, Power Electronics and Motor Drives*, Boca Raton, Florida: CRC Press, Taylor and Francis Group, 2017.

- [143] D. Hanselman, *Brushless Permanent Magnet Motor Design - 2nd Edition*, Lebanon, Ohio: Magna Physics Publishing, 2006.
- [144] R. Buchi, *Brushless Motors and Controllers*, Norderstedt: Books on Demand GmbH, 2012.
- [145] R. Krishnan, *Permanent Magnet Synchronous and Brushless DC Motor Drives*, Boca Raton, Florida: CRC Press, Taylor and Francis Group, 2010.
- [146] J. R. Hendershot и T. Miller, *Design of Brushless Permanent-Magnet Motors*, Oxford: Oxford University Press, 1994.
- [147] X. Chang-liang, *Permanent Magnet Brushless DC Motor Drives and Controls*, Singapore: John Wiley & Sons Singapore Pte. Ltd., 2012.
- [148] R. Krishnan, *Electric Motor Drives: Modeling, Analysis, and Control*, New Jersey: Prentice Hall, Inc., 2001.
- [149] И. Е. Овчинников, *Вентильные электрические двигатели и привод на их основе (малая и средняя мощность)*, Санкт - Петербург: Корона - Век, 2006.
- [150] R. Kennel, „Power Electronics: Pulse Width Modulation Methods,“ *Lehrstuhl für Elektrische Antriebssysteme und Leistungselektronik*, München, 2013.
- [151] A. Tashakori и M. Ektesabi, „Comparison of Different PWM Switching Modes of BLDC Motor as Drive Train of Electric Vehicles,“ *International Journal of Electrical and Computer Engineering*, т. 6, бр. 7, pp. 671-677, 2012.
- [152] Zilog Inc., *BLDC Motor Control Using Sensored Sinusoidal PWM Modulation with the Z8FMC16100 MCU*, Zilog Inc., 2015.
- [153] Zilog Inc., *Sensorless Brushless DC Motor Control with the Z8FMC16100 MCU*, Zilog Inc., 2015.
- [154] D. A. Crouch, „Battery Technology for Automotive Applications,“ *y Handbook of Automotive Power Electronics and Motor Drives*, Boca Raton, CRC Press, Taylor & Francis Group, 2005, pp. 677-687.
- [155] F. R. Kalhammer, B. M. Kopf, D. H. Swan, V. P. Roan и M. P. Walsh, „Status and Prospects for Zero Emissions Vehicle Technology, Report of the ARB Independent Expert Panel,“ State of California Air Resources Board, Sacramento, California, 2007.

- [156] C. Simpson, „Characteristics of Rechargeable Batteries,“ Texas Instruments, Dallas, Texas, 2015.
- [157] G. Ning, B. Haran и B. N. Popov, „Capacity fade study of lithium-ion batteries cycled at high discharge rates,“ *Journal of Power Sources*, т. 117, pp. 160-169, 2003.
- [158] P. Ramadass, B. Haran, R. White и B. N. Popov, „Capacity fade of Sony 18650 cells cycled at elevated temperatures Part I. Cycling performance,“ *Journal of Power Sources*, т. 112, pp. 606-613, 2002.
- [159] P. Keil, S. F. Schuster, J. Wilhelm, J. Travi, A. Hauser, R. C. Karl и A. Jossen, „Calendar Aging of Lithium-Ion Batteries I. Impact of the Graphite Anode on Capacity Fade,“ *Journal of the Electrochemical Society*, т. 163, бр. 9, pp. A1872-A1880, 2016.
- [160] Woodbank Communications Ltd, „Electropaedia,“ 2005. [На мрежи]. Available: https://www.mpoweruk.com/lithium_failures.htm. [Последњи приступ Јул 2018].
- [161] J. M. B. Marques, *Battery Management System (BMS) for Lithium-Ion Batteries, MSc Thesis*, Coimbra: University of Coimbra, Faculty of Sciences and Technology, 2014.
- [162] D. Andrea, *Battery Management Systems for Large Lithium-Ion Battery Packs*, Norwood, Massachusetts: Artech House, 2010.
- [163] L. Lu, X. Han, J. Li, J. Hua и M. Ouyang, „A review on the key issues for lithium-ion battery management in electric vehicles,“ *Journal of Power Sources*, т. 226, pp. 272-288, 2013.
- [164] C. Antaloae, J. Marco и F. Assadin, „A Novel Method for the Parameterization of a Li-Ion Cell Model for EV/HEV Control Applications,“ *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, т. 61, бр. 9, pp. 3881-3892, 2012.
- [165] S. Piller, M. Perrin и A. Jossen, „Methods for state-of-charge determination and their applications,“ *Journal of Power Sources*, т. 96, pp. 113-120, 2001.
- [166] M. Durr, A. Cruden, S. Gair и J. R. McDonald, „Dynamic model of a lead acid battery for use in a domestic fuel cell system,“ *Journal of Power Sources*, т. 161, pp. 1400-1411, 2006.

- [167] M. Einhorn, F. V. Conte, C. Kral и J. Fleig, „Comparison, Selection, and Parameterization of Electrical Battery Models for Automotive Applications,“ *IEEE Transactions on Power Electronics*, т. 28, бр. 3, pp. 1429-1437, 2013.
- [168] D. Doerffel и S. Sharkh, „A critical review of using the Peukert equation for determining the remaining capacity of lead-acid and lithium-ion batteries,“ *Journal of Power Sources*, т. 21, бр. 2, pp. 395-400, 2006.
- [169] O. Tremblay, L. A. Dessaint и A. I. Dekkiche, „A Generic Battery Model for the Dynamic Simulation of Hybrid Electric Vehicles,“ у *2007 IEEE Vehicle Power and Propulsion Conference*, Arlington, Texas, 2007.
- [170] O. Tremblay и L. A. Dessaint, „Experimental Validation of a Battery Dynamic Model for EV Applications,“ *World Electric Vehicle Journal*, т. 3, pp. 0289-0298, 2009.
- [171] L. W. Traub, „Calculation of Constant Power Lithium Battery Curves,“ *Batteries*, т. 17, бр. 2, pp. 1-7, 2016.
- [172] G. L. Plett, *Battery Management Systems, Volume 1: Battery Modeling*, Norewood, Massachusetts: Artech House, 2015.
- [173] M. Dubarry и B. Y. Liaw, „Development of a universal modeling tool for rechargeable lithium batteries,“ *Journal of Power Sources*, т. 174, pp. 856-860, 2007.
- [174] E. Martinez-Rosas, R. Vasques-Medrano и A. Flores-Tlacuahuac, „Modeling and simulation of lithium-ion batteries,“ *Computers and Chemical Engineering*, т. 35, pp. 1937-1948, 2011.
- [175] S. Pang, J. Farrell, J. Du и M. Barth, „Battery State-of-Charge Estimation,“ у *Proceedings of the American Control Conference*, Arlington, Virginia, 2001.
- [176] L. Gao, S. Liu и R. A. Dougal, „Dynamic Lithium-Ion Battery Model for System Simulation,“ *IEEE Transactions on Components and Packaging Technologies*, т. 25, бр. 3, pp. 495-505, 2002.
- [177] Y. Xing, W. He, M. Pecht и L. K. Tsui, „State of charge estimation of lithium-ion batteries using the open-circuit voltage at various ambient temperatures,“ *Applied Energy*, т. 113, pp. 106-115, 2014.

- [178] K. Thirugnanam, H. Saini и P. Kumar, „Mathematical Modeling of Li-Ion Battery for Charge/Discharge Rate and Capacity Fading Characteristics using Genetic Algorithm Approach,“ у *2012 IEEE Transportation Electrification Conference and Expo (ITEC)*, Dearborn, Miami, 2012.
- [179] В. Фотев, Ваздухопловни пропелзори, практикум, Београд: Машински факултет Универзитета у Београду, 2011.
- [180] С. Пешић, Д. Цветковић и А. Бенгин, Елисе, Београд: Завод за графичку технику Технолошко-металуршког факултета, 2002.
- [181] O. Gur и A. Rosen, „Comparison between Blade-Element Models of Propellers,“ *The Aeronautical Journal*, т. 112, бр. 1138, pp. 689-704, 2008.
- [182] J. A. Samareh, „A Sourvey of Shape Parameterization Techniques,“ у *CEAS/AIAA/ICASE/NASA Langley International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics 1999*, Williamsburg, Virginia, 1999.
- [183] B. M. Kulfan, „A Universal Parametric Geometry Representation method – “CST”,“ у *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, 2007.
- [184] B. M. Kulfan и J. E. Bussoletti, „Fundamental Parametric Geometry Representations for Aircraft Component Shapes,“ у *AIAA/ISSMO Multidisciplinary analysis and optimization conference: the modelling and simulation frontier for multidisciplinary design optimization*, Portsmouth, Virginia, 2006.
- [185] B. M. Kulfan, „Recent Extensions and Applications of the “CST” Universal Parametric Geometry Representation Method,“ у *7th AIAA Aviation Technology, Integration and Operations (ATIO)*, Belfast, Northern Ireland, 2007.
- [186] B. M. Kulfan, „Recent Extensions and Applications of the ‘CST’ Universal Parametric Geometry Representation Method,“ *The Aeronautical Journal*, т. 114, бр. 1153, pp. 156-176, 2010.
- [187] B. M. Kulfan, „Universal Parametric Geometry Representation Method,“ *Journal of Aircraft*, т. 45, бр. 1, pp. 142-158, 2008.
- [188] M. H. Straathof, *Shape Parameterization in Aircraft Design: A Novel Method Based on B-Splines, Phd Thesis*, Delft: Technical University Delft, 2012.

- [189] X.-S. Yang, *Engineering Optimization, An Introduction with Metaheuristic Applications*, Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons Inc., 2010.
- [190] Y. J. Cao и Q. H. Wu, „Teaching Genetic Algorithm Using Matlab,“ *International Journal of Electrical Engineering Education*, т. 36, pp. 139-153, 1999.
- [191] J. J. Кратица, *Паралелизација генетских алгоритама за решавање неких НП- комплетних проблема, Докторска дисертација*, Београд: Универзитет у Београду, Математички факултет, 2000.
- [192] O. Kramer, *Genetic Algorithm Essentials*, Cham, Switzerland: Springer International Publishing AG, 2017.
- [193] D. Beasley, D. Bull и R. Martin, „An Overview of Genetic Algorithms: Part 1, Fundamentals,“ *University computing*, т. 15, бр. 2, pp. 58-69, 1993.
- [194] D. Beasley, D. Bull и R. Martin, „An Overview of Genetic Algorithms: Part 2, Research Topics,“ *University Computing*, т. 15, бр. 4, pp. 170-181, 1993.
- [195] J. Kennedy и R. Eberhart, „Particle Swarm Optimization,“ у *Proceedings of the IEEE International Conference on Neural Networks*, Perth, Australia, 1995.
- [196] A. D. Belegundu и T. R. Chandrupatala, *Optimization Concepts and Applications in Engineering, Second Edition*, New York, New York: Cambridge University Press, 2011.
- [197] R. Hassan, B. Cohaim, O. de Weck и G. Venter, „A Comparison of Particle Swarm Optimization and the Genetic Algorithm,“ у *46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, Austin, Texas, 2005.
- [198] Т. Иванов, А. Симоновић, Ј. Сворцан и О. Пековић, „VAWT Optimization Using Genetic Algorithm and CST Airfoil Parameterization,“ *FME Transactions*, т. 45, бр. 1, pp. 26-31, 2017.
- [199] Т. Иванов, А. Симоновић, С. Ступар, Н. Петровић и Ј. Сворцан, „Аеродинамичка оптимизација параметризованог аеропрофила применом генетског алгорита,“ *Енергија*, т. Година XVII, pp. 313-317, 2016.

- [200] Т. Иванов, А. Симоновић, Н. Петровић, В. Фотев и И. Костић,
„Influence of Selected Turbulence Model on the Optimization of a CST
Parameterized Airfoil,“ *Thermal Science*, т. 21, бр. 3, pp. S737-S744, 2017.

10 Прилози

10.1 Прилог 1: Поједностављени *BLDC* модел другог реда

Уколико се узме у обзир промена отпорности у намотајима мотора услед промене температуре што је већ поменуто у поглављу 2.1 (једначине (2.3) и (2.4)) унутрашњу отпорност намотаја могуће је приказати као функцију јачине струје:

$$R(I) = R_0 + R_1 I^2 \quad (10.1)$$

где R_1 представља прираштај отпорности који је последица загревању мотора и може се приказати једначином:

$$R_1 = \alpha(T_{\text{MAX}} - T_0) \frac{R_0}{I_{\text{MAX}}^2}. \quad (10.2)$$

Јачина струје празног хода I_0 може се приказати као функција угаоне брзине мотора тј. у функцији од броја обртаја:

$$I_0(n) = I_{00} + I_{01}n + I_{02}n^2 \quad (10.3)$$

где је члан I_{00} последица трења у лежајевима мотора, члан I_{01} је последица губитака услед ламинарног струјања на ротору, а I_{02} је коефицијент квадратног члана који је последица губитака услед турбулентног струјања на ротору.

Индукована електромоторна сила U_{EMF} такође може да се прикаже у функцији од броја обртаја:

$$U_{\text{EMF}}(n) = (1 + \tau \cdot n) \frac{n}{K_V} \quad (10.4)$$

где је τ временска константа која је последица магнетног кашњења мотора.

Напон мотора се одавде може приказати као:

$$U(I, n) = U_{\text{EMF}}(n) + IR(I). \quad (10.5)$$

Одређивање јачине струје у претходним релацијама може се извршити итеративним решавањем Њутновим методом где је добра почетна вредност за $R(I) = R_0$:

$$I(n, U): U_{\text{EMF}} + IR(I) - U \rightarrow 0 \quad (10.6)$$

Пошто горе наведени параметри се не дају од стране произвођача електромотора, при предлагању овог модела професор Марк Дрела са универзитета МИТ

(*Massachusetts Institute of Technology*) дао је и могућу процедуру експерименталног одређивања истих³.

³ http://web.mit.edu/drela/Public/web/qprop/motor2_theory.pdf

Биографија

Тони Д. Иванов рођен је 4 јуна 1987. године у Кочанима, СР Македонија. Основну школу похађао је у Виници, Р. Македонија а средњу електротехничку школу у Кочанима, Р. Македонија на смеру за дигиталну електронику и комуникације. Основне академске студије на машинском факултету у Београду завршио је 2011. године одбравивши рад са називом “Торивни системи и пумпе за гориво” код професора др Небојше Петровића. Дипломске академске студије завршио је 2013. године на модулу за ваздухопловство са просечном оценом 9.2 и са одбрањеним радом “Нумеричка анализа субсоничног уводника” код проф. др Васка Фотева.

Од фебруара 2014. године запослен је на Машинском факултету најпре као истраживач приправник а потом и као истраживач сарадник на пројекту Министарства просвете, науке и технолошког развоја Републике Србије - ТР 35035 „Истраживање и развој савремених приступа пројектовању композитних лопатица ротора високих перформанси“. Од јуна 2016. године запослен је као асистент на Катедри за ваздухопловство Машинског факултета у Београду. Од 2014. године као студент докторских студија и асистент ангажован је на припреми и извођењу аудиторних и лабораторијских вежби на предметима Катедре за ваздухопловство. У оквиру програма Основних академских студија кандидат је био ангажован на предметима: Ветротурбине (5.5.) и Погон и опрема летелица (6.3). На програму Мастер академских студија кандидат је учествовао у извођењу наставе на Ветротурбине 2 (2.4.5), Системи и управљање летелицама (3.1.5.) и Ваздухопловни пропулзори (3.2.5).

Кандидат течно говори енглески и македонски језик и служи се немачким и руским језиком. Кандидат поседује искуство у програмирању и коришћењу разних инжењерских софтверских пакета за пројектовање и анализу.

Прилог 1.

Изјава о ауторству

Потписани **Иванов Д. Тони**

број индекса **Д22/2013**

Изјављујем

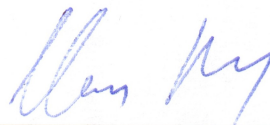
да је докторска дисертација под насловом

ОПТИМИЗАЦИЈА И ИНТЕГРАЦИЈА ЕЛЕКТРОВЕНТИЛАТОРСКОГ СИСТЕМА ПРОПУЛЗОРА

- резултат сопственог истраживачког рада,
- да предложена дисертација у целини ни у деловима није била предложена за добијање било које дипломе према студијским програмима других високошколских установа,
- да су резултати коректно наведени и
- да нисам кршио/ла ауторска права и користио интелектуалну својину других лица.

Потпис докторанда

У Београду, 8. Новембар, 2018



Прилог 2.

Изјава о истоветности штампане и електронске верзије докторског рада

Име и презиме аутора	Тони Иванов
Број индекса	Д22/2013
Студијски програм	Докторске академске студије
Наслов рада	Оптимизација и интеграција електровентилаторског система пропулзора
Ментори	проф. др Васко Фотев и проф. др Небојша Петровић
Потписани	Тони Иванов

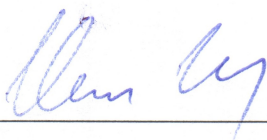
Изјављујем да је штампана верзија мог докторског рада истоветна електронској верзији коју сам предао/ла за објављивање на порталу **Дигиталног репозиторијума Универзитета у Београду**.

Дозвољавам да се објаве моји лични подаци везани за добијање академског звања доктора наука, као што су име и презиме, година и место рођења и датум одбране рада.

Ови лични подаци могу се објавити на мрежним страницама дигиталне библиотеке, у електронском каталогу и у публикацијама Универзитета у Београду.

Потпис докторанда

У Београду, 8. Новембар 2018.



Прилог 3.

Изјава о коришћењу

Овлашћујем Универзитетску библиотеку „Светозар Марковић“ да у Дигитални репозиторијум Универзитета у Београду унесе моју докторску дисертацију под насловом:

ОПТИМИЗАЦИЈА И ИНТЕГРАЦИЈА ЕЛЕКТРОВЕНТИЛАТОРСКОГ СИСТЕМА ПРОПУЛЗОРА

која је моје ауторско дело.

Дисертацију са свим прилозима предао/ла сам у електронском формату погодном за трајно архивирање.

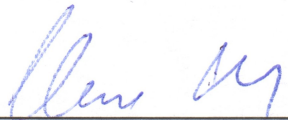
Моју докторску дисертацију похрањену у Дигитални репозиторијум Универзитета у Београду могу да користе сви који поштују одредбе садржане у одабраном типу лиценце Креативне заједнице (Creative Commons) за коју сам се одлучио/ла.

1. Ауторство
2. Ауторство - некомерцијално
3. Ауторство – некомерцијално – без прераде
4. Ауторство – некомерцијално – делити под истим условима
5. Ауторство – без прераде
6. Ауторство – делити под истим условима

(Молимо да заокружите само једну од шест понуђених лиценци, кратак опис лиценци дат је на полеђини листа).

Потпис докторанда

У Београду, 8. Новембар 2018.



1. Ауторство - Дозвољавање умножавања, дистрибуцију и јавно саопштавање дела, и прераде, ако се наведе име аутора на начин одређен од стране аутора или даваоца лиценце, чак и у комерцијалне сврхе. Ово је најслободнија од свих лиценци.

2. Ауторство – некомерцијално. Дозвољавање умножавања, дистрибуцију и јавно саопштавање дела, и прераде, ако се наведе име аутора на начин одређен од стране аутора или даваоца лиценце. Ова лиценца не дозвољава комерцијалну употребу дела.

3. Ауторство - некомерцијално – без прераде. Дозвољавање умножавања, дистрибуцију и јавно саопштавање дела, без промена, преобликовања или употребе дела у свом делу, ако се наведе име аутора на начин одређен од стране аутора или даваоца лиценце. Ова лиценца не дозвољава комерцијалну употребу дела. У односу на све остале лиценце, овом лиценцом се ограничава највећи обим права коришћења дела.

4. Ауторство - некомерцијално – делити под истим условима. Дозвољавање умножавања, дистрибуцију и јавно саопштавање дела, и прераде, ако се наведе име аутора на начин одређен од стране аутора или даваоца лиценце и ако се прерада дистрибуира под истом или сличном лиценцом. Ова лиценца не дозвољава комерцијалну употребу дела и прерада.

5. Ауторство – без прераде. Дозвољавање умножавања, дистрибуцију и јавно саопштавање дела, без промена, преобликовања или употребе дела у свом делу, ако се наведе име аутора на начин одређен од стране аутора или даваоца лиценце. Ова лиценца дозвољава комерцијалну употребу дела.

6. Ауторство - делити под истим условима. Дозвољавање умножавања, дистрибуцију и јавно саопштавање дела, и прераде, ако се наведе име аутора на начин одређен од стране аутора или даваоца лиценце и ако се прерада дистрибуира под истом или сличном лиценцом. Ова лиценца дозвољава комерцијалну употребу дела и прерада. Слична је софтверским лиценцама, односно лиценцама отвореног кода.