

УНИВЕРЗИТЕТ У БЕОГРАДУ
МАШИНСКИ ФАКУЛТЕТ

Биљана Г. Илић

ХИБРИДНИ СИСТЕМ
УПРАВЉАЊА СТРУЈАЊЕМ У
АЕРОТУНЕЛИМА ВЕЛИКИХ БРЗИНА

Докторска дисертација

Београд, 2017.

UNIVERSITY OF BELGRADE
FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

Biljana G. Ilić

A HYBRID SYSTEM
FOR FLOW CONTROL IN
HIGH-SPEED WIND TUNNELS

Doctoral Dissertation

Belgrade, 2017

Ментори:

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

Др Марко Милош, ванредни професор,
Универзитет у Београду, Машински факултет

Чланови комисије:

Др Златко Петровић, редовни професор,
Универзитет у Београду, Машински факултет

Др Александар Симоновић, ванредни професор,
Универзитет у Београду, Машински факултет

Др Слободан Гвозденовић, редовни професор,
Универзитет у Београду, Саобраћајни факултет

Датум одбране:

Мојим родитељима

Предговор

Ова докторска дисертација је резултат рада на пројекту управљачког система аеротунела VTI T-38 Војнотехничког института у Београду, од фазе покретања и планирања, преко фазе развоја и имплементације, до фазе пуштања у рад. Поред истраживачких резултата који дају оквир за развој система управљања струјањем у општем случају, најзначајнији резултат је остварено побољшање перформанси управљања струјањем у аеротунелу VTI T-38, на основу којих ова инсталација данас може да се уброји међу најбоље на свету.

Желела бих да захвалим менторима и члановима комисије на стрпљењу, а посебну захвалност дугујем проф. др Марку Милошу на помоћи и уложеном времену. Захваљујући његовим прецизним и јасним смерницама, уважавању и атмосфери сарадње, рад на дисертацији ми је у сваком тренутку представљао задовољство.

Велику захвалност дугујем др Јовану Исаковићу, без чије подршке вероватно не бих сада писала предговор докторске дисертације. Захвална сам му на томе што ми је пружио прилику да кренем на овај пут и на томе што је био присутан на сваком кораку. Захваљујући његовом увиду и саветима многе ствари су добиле смисао, а својим другарским односом допринео је да доста тога делује лако и забавно.

Посебну захвалност бих желела да изразим колеги Мирку Милосављевићу, са којим већ скоро деценију свакодневно радим на проблемима чије решавање понекад делује немогуће. Желела бих да истакнем његов огроман допринос у реализацији пројекта који се налази у основи ове дисертације, и у који се не бих усудила да уђем без његове подршке. Његова инвентивност, практичан приступ, ентузијазам и људски квалитети су један од разлога због којих се радујем заједничком раду на сваком следећем инжењерском изазову.

Коначно, желела бих да захвалим Игору, који ме је трпео и који је трпео због моје посвећености овом истраживању. Захвална сам му на томе што је претходних година био и што још увек јесте моја највећа подршка, ослонац и инспирација.

Преглед

Аеротунели су основни алат на који се ослањају истраживачи у области експерименталне аеродинамике. Настанак, употреба и развој аеротунела су били, а и даље јесу, мотивисани заинтересованошћу за широк спектар проблема у аеродинамици, као и чињеницом да теоријске и нумеричке методе не могу да понуде све резултате потребне за доношење одлука о детаљном пројектовању у многим практичним проблемима. Најуспешнији приступ у решавању скоро сваког аеродинамичког проблема базиран је на примени резултата добијених теоријским, експерименталним и нумеричким методама, комбинованих на одговарајући начин и допуњених искуством.

Већина светских аеротунела изграђена је пре 50 до 70 година. Слична ситуација је и у аеродинамичкој лабораторији Војнотехничког института у Београду, у оквиру које је најновији аеротунел почео са радом пре неких 30 година. У многим инсталацијама су током радног века увођена извесна технолошка унапређења праћена новим експерименталним техникама, што је омогућавало да се аеротунели увек прилагоде актуелним потребама, упркос томе што су нова решења увођена на појединачној бази, без неке систематске методологије. Међутим, убрзани технолошки развој последњих година је подстакао размишљања о импликацијама на истраживања у будућности, као и о инвестицијама и променама које би требало да се покрену данас у оквиру припрема за неизбежне промене до којих ће доћи у наредних неколико деценија. Резултати студија утицаја технолошког развоја на ангажованост аеротунела, после благог пада почетком 21. века, крајем прве деценије 21. века показују тренд поновног раста, који се делом приписује традиционално високим захтевима војне и ваздухопловне индустрије, а делом неким новим изазовима у области аеродинамичког пројектовања. Резултат тога је да се тренутно у више земаља широм света планира или је у току изградња нових аеротунела. На бази предвиђања индустрије и академске заједнице да ће већина аеротунелских капацитета на различитим нивоима употребе бити потребна током 21. века, у дисертацији су идентификоване кључне области стратегије развоја аеротунела у којима су потребне смернице за испуњавање захтева које доноси будућност. Једна од тих области је управљање, а мотивација за истраживање обављено у оквиру дисертације била је давање смерница за даљи развој у области управљања струјањем у аеротунелима великих брзина.

У дисертацији је традиционално разматрање аеротунела као инсталација за обављање стандардних типова аеродинамичких експеримената замењено сагледавањем аеротунела као система за управљање струјањем. Идеја је била да се комбиновањем метода из две области истраживања – аеродинамике и теорије управљања – које се независно развијају већ дуги низ година, стекне бољи увид у физички процес са једне стране, а са друге стране да се идентификује методологија управљања струјањем која би била универзално применљива у аеротунелима великих брзина, а која би донела побољшање тачности експеримената и њихове ефикасности.

У оквиру рада на дисертацији развијен је динамички модел процеса у аеротунелима великих брзина. На бази анализе модела предложена је систематска методологија управљања струјањем, која представља оквир за управљање струјањем у аеротунелима великих брзина, а са применом и у широј области управљања

компресибилним струјањем. У основи развоја методологије су два важна резултата истраживања. Први је предлог приступа за међусобно раздвајање утицаја динамике процеса струјања од утицаја динамике процеса у управљачком елементу. Други је предлог методе процењивања губитка притиска услед експанзије иза управљачког елемента.

На бази предложене методологије постављен је оквир за синтезу система управљања струјањем у аеротунелима великих брзина, користећи практичан скуп нумеричких и симулационих алата који подржавају пројектовање, интеграцију, анализу перформанси, анализу безбедности и развој система.

Предложен је приступ за пројектовање хибридног хијерархијског система управљања струјањем са дистрибуираним управљачким функцијама којим се уводи нова парадигма управљања у аеротунелима. Систем управљања струјањем је пројектован, интегрисан и експериментално верификован у аеротунелу VTI T-38 (Војнотехнички институт, Београд), доносећи значајно побољшање у смислу тачности и енергетске ефикасности експеримената.

За потребе истраживања су реализовани симулациони модел аеротунела великих брзина и симулациони модел каскадног система управљања струјањем са директном компензацијом поремећаја, који представљају програмски оквир за испитивање одзива аеротунела и за синтезу система управљања струјањем у аеротунелима великих брзина.

Методологија управљања струјањем која је у дисертацији предложена за аеротунеле великих брзина може да се примени и у другим системима чији је рад базиран на активном управљању компресибилним струјањем.

Кључне речи: управљање струјањем, експериментална аеродинамика, аеротунел, аеротунел великих брзина, суперсонични аеротунел, компресибилно струјање, каскадно управљање, управљање са повратном спрегом, управљање са директном компензацијом поремећаја, синтеза система управљања, динамички модел, симулационо моделовање, хибридни систем, хијерархијски систем, дистрибуирано управљање.

Научна област: Машинство.

Ужа научна област: Ваздухопловство.

UDK број: 533.6.071:629.7.016.54(043.3)

Summary

Wind tunnels are basic ground testing tools used by researchers in the field of experimental aerodynamics. The invention, the use and the development of wind tunnels have been and still are motivated by a wide range of issues in aerodynamics, as well as by the fact that theoretical and numerical methods cannot provide all the results required for making detailed design decisions in many practical cases. The most successful approach to solving almost any problem in aerodynamics is based on using results obtained theoretically, by experimentation and by numerical methods, appropriately combined and complemented by experience.

Globally, most ground testing facilities were built 50 to 70 years ago. The situation is similar also in the aerodynamics laboratory of the Military Technical Institute (Belgrade, Serbia), where the latest wind tunnel started operations some 30 years ago. Many facilities have been technologically upgraded during their lifetime, introducing new experimental techniques, which enabled the wind tunnels to adapt to the current needs despite the fact that these innovations were introduced individually, without any systematic methodology. However, accelerated technical developments in recent years have triggered thinking about implications for future research, as well as about the investments which should be initiated today within the framework of preparing to cope with the inevitable changes in the coming decades. Studies of effects of technological development on the ground testing facilities operations have indicated that, after a moderate slowdown at the turn of the century, there was again a growing trend by the end of the first decade of the 21st century, which was partially attributed to the traditionally high demands of the military and aeronautical industries, and partially to emerging new challenges in aerodynamic design. The result of this is that presently development of new wind tunnels is planned or is actually ongoing in a number of countries worldwide. Based on industrial and academic forecasts indicating that most of the existing ground testing facilities, at different levels of usage, will be needed during the 21st century, the dissertation identifies key areas of the development strategy for wind tunnels for which a roadmap is needed for complying with future requirements. One such area is control, and the motivation for the research performed in the dissertation was to define directions for further development in the domain of flow control in high speed wind tunnels.

In this dissertation, the traditional consideration of the wind tunnel as a facility for performing standard types of aerodynamic experiments has been replaced with the view of the wind tunnel as a flow control system. The idea was to gain an improved insight into the physical process on one hand and to identify a universally applicable flow control methodology for high speed wind tunnels on the other hand, with the aim of improving experiment accuracy and cost of operations by combining methods in two areas of research – aerodynamics and control theory – areas which have been developing independently for many years now.

In the dissertation, a dynamic model of high speed wind tunnel has been developed. Based on this model, a systematic methodology for flow control, representing the basis for flow control in high speed tunnels, and applicable for control of compressible flow in general, has been proposed. The development of the methodology is based on two important research results. The first is the approach proposed for separating the influence of the dynamics of the flow process from the influence of the dynamics of the process within

the control element. The second is the method for estimation of pressure losses due to expansion behind the control element.

Based on the proposed methodology, a framework for the synthesis of the flow control system in high speed wind tunnels has been established using a practical set of numerical and simulation tools which support the design, development and integration of systems and their performance and safety analyses.

An approach for the design of a hybrid hierarchical flow control system with distributed control functions, introducing a new paradigm of control in wind tunnels, has been proposed. The system for flow control has been designed, integrated and experimentally verified in the VTI T-38 wind tunnel (Military Technical Institute, Belgrade), bringing significantly improved both accuracy of the experiments and cost effectiveness of the facility operations.

A simulation model of a high speed wind tunnel and a simulation model of the cascade feedforward-feedback flow control system, representing the programmatic framework for wind tunnel response testing and for the synthesis of the system for flow control in high speed wind tunnels, respectively, have been realized for the purposes of the present research.

The methodology for flow control, which is proposed for high-speed wind tunnels, is applicable also in any other system the operations of which are based on active control of compressible flow.

Keywords: flow control, experimental aerodynamics, wind tunnel, high-speed wind tunnel, supersonic wind tunnel, compressible flow, cascade control, feedback control, feedforward control, control system synthesis, dynamic model, simulation modelling, hybrid system, hierarchical system, distributed control.

Scientific field: Mechanical engineering.

Specific scientific field: Aeronautics.

UDC code: 533.6.071:629.7.016.54(043.3)

Садржај

Предговор.....	i
Преглед.....	ii
Summary	iv
Садржај	vi
Списак слика	ix
Списак табела.....	xiv
Списак скраћеница	xv
Списак коришћених ознака.....	xvi
1 Увод.....	1
1.1 Предмет истраживања	3
1.2 Циљ истраживања	5
1.3 Полазне хипотезе.....	6
1.4 Научне методе истраживања.....	7
1.5 Структура дисертације.....	8
2 Аеротунели	11
2.1 Основни принцип рада аеротунела.....	13
2.2 Класификација аеротунела.....	18
2.2.1 Класификација према брзини струјања.....	19
2.2.2 Класификација према геометрији	20
2.2.3 Класификација према радном флуиду	23
2.2.4 Класификација према намени.....	25
2.3 Аеротунели великих брзина	26
2.3.1 Аеротунел VTI T-38	27
2.4 Аеротунели и концепт лабораторије 21. века	30
2.5 Закључак.....	35
3 Стање у области управљања струјањем у аеротунелима великих брзина	36
3.1 Управљање Маховим бројем	38
3.2 Управљање Рејнолдсовим бројем.....	43
3.2.1 Проблем управљања притиском струјања	44
3.2.2 Методе управљања притиском струјања	46
3.2.2.1 Методе базиране на моделу процеса	47
3.2.2.2 Хеуристичке методе	54
3.3 Промена парадигме управљања у аеротунелима	55
3.4 Закључак.....	60

4	Модел аеротунела великих брзина	61
4.1	Дефиниција проблема	62
4.2	Идентификација контролних механизма процеса.....	63
4.3	Претпоставке	64
4.4	Математички модел	66
4.4.1	Прва контролна запремина: Резервоар	67
4.4.2	Друга контролна запремина: Управљачки вентил	68
4.4.3	Трећа контролна запремина: Комора умирења.....	71
4.4.4	Четврта контролна запремина: Млазник	73
4.4.5	Пета контролна запремина: Радни део	74
4.4.6	Коначан облик математичког модела аеротунела	75
4.5	Решење математичког модела.....	77
4.6	Физичка верификација модела	82
4.6.1	Утицај Маховог броја на одзив модела.....	82
4.6.2	Утицај управљачког вентила на одзив модела.....	85
4.6.3	Утицај губитка притиска у комори умирења.....	87
4.7	Експериментална верификација модела.....	89
4.8	Закључак.....	93
5	Анализа система управљања струјањем у аеротунелима великих брзина	94
5.1	Анализа могућих приступа	95
5.1.1	Управљачки систем ПИД типа	95
5.1.2	Управљачки систем са директном компензацијом поремећаја.....	102
5.1.3	Управљачки систем ПИД типа са директном компензацијом поремећаја.....	104
5.2	Анализа динамике процеса у аеротунелу	106
5.2.1	Аеродинамичко појачање управљачког вентила	107
5.2.2	Процењивање губитка притиска у комори умирења	111
5.3	Предлог методологије управљања струјањем.....	122
5.4	Закључак.....	127
6	Синтеза система управљања струјањем у аеротунелима великих брзина	129
6.1	Каскадни систем управљања струјањем са директном компензацијом поремећаја	130
6.1.1	Управљање примарним процесом	133
6.1.1.1	Алгоритам директне компензације поремећаја	134
6.1.1.2	Примарни управљачки алгоритам.....	136
6.1.2	Управљање секундарним процесом.....	139
6.1.2.1	Управљање секундарним процесом у аеротунелу VTI T-38.....	140
6.2	Симулациони модел каскадног система управљања	148
6.3	Подешавање примарног управљачког система	150
6.4	Закључак.....	157

7	Хибридна управљачка хијерархија у аеротунелима великих брзина	158
7.1	Хибридни динамички систем	160
7.2	Хијерархијска управљачка архитектура у аеротунелима великих брзина	162
7.2.1	Физички ниво	162
7.2.2	Секундарни управљачки ниво	163
7.2.3	Примарни управљачки ниво.....	164
7.2.4	Координациони ниво	165
7.2.5	Мрежни ниво.....	166
7.3	Интерфејс континуалне и дискретне динамике	166
7.4	Хибридна управљачка хијерархија у аеротунелу VTI T-38.....	172
7.5	Закључак.....	174
8	Експериментални резултати	175
8.1	План експеримената.....	176
8.2	Компаративна анализа резултата.....	177
8.2.1	Резултати експеримената и нумеричких симулација	177
8.2.2	Резултати експеримената са старим и новим системом управљања.....	181
8.3	Утицај Маховог броја на управљање.....	183
8.4	Утицај мереног поремећаја процеса на управљање.....	184
8.5	Утицај жељеног притиска струјања на управљање	187
8.6	Перформансе управљања	189
8.6.1	Успостављање притиска струјања.....	189
8.6.2	Одржавање притиска струјања	190
8.7	Закључак.....	192
9	Закључак.....	193
9.1	Научни допринос дисертације	195
9.2	Могући правци даљег истраживања.....	202
	Литература.....	203
	Прилози	211
	Прилог 1: Губитак притиска у комори умирења	211
	Прилог 2: Експериментални резултати	218

Списак слика

Слика 2-1.	Аеродинамичка сила на пресеку аеродинамичке површине.....	15
Слика 2-2.	Пројектовање аеротунела малих и великих брзина.....	20
Слика 2-3.	Аеротунел затвореног типа са непрекидним дејством.....	21
Слика 2-4.	Аеротунел отвореног типа са непрекидним дејством.....	21
Слика 2-5.	Аеротунел отвореног типа са прекидним дејством са резервоаром са вакуумом на излазу	22
Слика 2-6.	Аеротунел отвореног типа са прекидним дејством са резервоаром високог притиска на улазу и резервоаром ниског притиска на излазу.....	23
Слика 2-7.	Аеротунел отвореног типа са прекидним дејством са резервоаром високог притиска на улазу.....	23
Слика 2-8.	Модел авиона у субсоничном аеротунелу VTI T-35	24
Слика 2-9.	Модел авиона у воденом аеротунелу VTI T-33	24
Слика 2-10.	Модел авиона у криогеном аеротунелу ETW	24
Слика 2-11.	Модел авиона у аеротунелу NASA Glenn IRT)	25
Слика 2-12.	Модел спејс шатла у пропулзионом аеротунелу AEDC PWT.....	25
Слика 2-13.	Аеротунел VTI T-38 Војнотехничког института у Београду	27
Слика 2-14.	Главне компоненте аеротунела VTI T-38	28
Слика 2-15.	Спољна структура млазника у аеротунелу VTI T-38.....	28
Слика 2-16.	Управљачки вентил у аеротунелу VTI T-38.....	29
Слика 2-17.	Модел суперсоничног путничког авиона X-Plane у суперсоничном аеротунелу, NASA GRC)	32
Слика 2-18.	Модел (1:33) ракетног носача SpaceX Falcon 9 у аеротунелу	33
Слика 2-19.	Илустрација прорачуна нестационарног струјања ради анализе наглог пада узгона на авиону McDonnell Douglas F/A-18 Hornet	34
Слика 2-20.	Кључни фактори стратегије развоја аеротунела	35
Слика 3-1.	Геометријски профил млазника са савитљивим плочама за Махов број 1.0 (лево) и 4.0 (десно) у аеротунелу VTI T-38	39
Слика 3-2.	Млазник са савитљивим плочама са уклоњеним бочним зидом у аеротунелу Lockheed Martin HSWT.....	39
Слика 3-3.	Карактер промене Маховог броја у радном делу током експеримента	42
Слика 3-4.	Фазе управљања притиском струјања	44
Слика 3-5.	Визуализација успостављања суперсоничног струјања применом методе Schlieren у аеротунелу VTI T-38	45
Слика 3-6.	Визуализација заустављања суперсоничног струјања применом методе Schlieren у аеротунелу VTI T-38.....	46
Слика 4-1.	Аеротунел великих брзина	62
Слика 4-2.	Класе модела и репрезентативни скупови једначина.....	65
Слика 4-3.	Симулациони модел аеротунела великих брзина	78
Слика 4-4.	Први модул симулационог модела – резервоар.....	79
Слика 4-5.	Други модул симулационог модела – управљачки вентил.....	80
Слика 4-6.	Трећи модул симулационог модела – комора умирења	80

Слика 4-7.	Четврти модул симулационог модела – млазник	81
Слика 4-8.	Пети модул симулационог модела – радни део	81
Слика 4-9.	Промена односа површине пресека грла млазника и површине пресека радног дела зависно од Маховог броја у радном делу аеротунела.....	83
Слика 4-10.	Промена максималног притиска струјања зависно од Маховог броја	84
Слика 4-11.	Промена притиска струјања и промена трајања струјања зависно од Маховог броја.....	84
Слика 4-12.	Одзив модела за две површине пресека управљачког вентила на Маховим бројевима 1.5 и 3.0	85
Слика 4-13.	Одзив модела за две вредности коефицијента губитка притиска у комори умирења на Маховим бројевима 1.5 и 3.0	88
Слика 4-14.	Експериментални профил кретања вентила за Махов број 1.5..	90
Слика 4-15.	Поређење резултата из експеримента и симулације за притисак у резервоару и притисак у комори умирења на Маховом броју 1.5.....	91
Слика 4-16.	Експериментални профил кретања вентила за Махов број 3.0..	91
Слика 4-17.	Поређење резултата из експеримента и симулације за притисак у резервоару и притисак у комори умирења на Маховом броју 3.0.....	92
Слика 5-1.	Управљачки систем ПИД типа за управљање притиском струјања	96
Слика 5-2.	Управљачки систем ПИД типа и динамика процеса у аеротунелима великих брзина	97
Слика 5-3.	Систем управљања притиском струјања ПИД типа у Лапласовом домену.....	98
Слика 5-4.	Пример нелинеарне карактеристике процеса.....	100
Слика 5-5.	Линеаризовање карактеристике процеса.....	101
Слика 5-6.	Управљачки систем са директном компензацијом поремећаја за управљање притиском струјања	102
Слика 5-7.	Управљачки систем са директном компензацијом поремећаја и динамика процеса у аеротунелима великих брзина	103
Слика 5-8.	Систем управљања притиском струјања са директном компензацијом поремећаја у Лапласовом домену.....	103
Слика 5-9.	Управљачки систем ПИД типа са директном компензацијом поремећаја и динамика процеса у аеротунелима великих брзина.....	104
Слика 5-10.	Систем управљања притиском струјања ПИД типа са директном компензацијом поремећаја у Лапласовом домену.	105
Слика 5-11.	Ефекат динамике компресибилног струјања на аеродинамичко појачање управљачког вентила у аеротунелима великих брзина	109
Слика 5-12.	Геометријска веза површине пресека и позиције управљачког вентила у аеротунелу VTI T-38	111

Слика 5-13.	Математичка и физичка интерпретација функције масеног протока	113
Слика 5-14.	Притисак у управљачком вентилу и губитак притиска у комори умирења за Махов број 1.50 у аеротунелу VTI T-38	116
Слика 5-15.	Притисак у управљачком вентилу и губитак притиска у комори умирења за Махов број 3.00 у аеротунелу VTI T-38	117
Слика 5-16.	Притисак у управљачком вентилу у односу на притисак струјања у аеротунелу VTI T-38	117
Слика 5-17.	Расподела коефицијента губитка притиска у комори умирења у аеротунелу VTI T-38	118
Слика 5-18.	Поређење резултата из експеримента и симулација са и без узимања у обзир губитка притиска за Махов број 1.5	121
Слика 5-19.	Поређење резултата из експеримента и симулација са и без узимања у обзир губитка притиска за Махов број 3.0	121
Слика 5-20.	Каскадни систем управљања струјањем и динамика процеса у аеротунелима великих брзина	124
Слика 5-21.	Каскадни систем управљања притиском струјања са директном компензацијом поремећаја	125
Слика 5-22.	Каскадни ПИД систем управљања притиском струјања са директном компензацијом поремећаја у Лапласовом домену.	126
Слика 6-1.	Каскадни систем управљања притиском струјања са директном компензацијом поремећаја	132
Слика 6-2.	Систем управљања примарним процесом притиска струјања.	133
Слика 6-3.	Блок дијаграм ПИ система управљања примарним процесом у Лапласовом домену	138
Слика 6-4.	Систем управљања секундарним процесом у управљачком вентилу	139
Слика 6-5.	Склоп управљачког вентила са хидрауличним актуатором и сензором позиције у аеротунелу VTI T-38	141
Слика 6-6.	Линеаризатор геометрије управљачког вентила у аеротунелу VTI T-38	142
Слика 6-7.	Блок дијаграм ПИ система управљања секундарним процесом у Лапласовом домену	143
Слика 6-8.	Одзив и управљачки улаз вентила у затвореној петљи у аеротунелу VTI T-38 за одскочну промену жељене вредности позиције вентила	145
Слика 6-9.	Одзив и управљачки улаз вентила у аеротунелу VTI T-38 за одскочну промену жељене вредности позиције применом ПИ параметара добијених класичном (лево) и модификованом (десно) Ziegler-Nichols методом	147
Слика 6-10.	Симулациони модел каскадног система управљања струјањем	148
Слика 6-11.	Алгоритам директне компензације поремећаја	149
Слика 6-12.	Примарни управљачки алгоритам	149
Слика 6-13.	Управљање секундарним процесом	150

Слика 6-14.	Резултати симулација у односу на раније експерименталне резултате за Махов број 1.5 у аеротунелу VTI T-38	152
Слика 6-15.	Притисак струјања у експерименту и симулацијама за Махов број 1.5 у аеротунелу VTI T-38	152
Слика 6-16.	Удео алгоритма директне компензације поремећаја у укупном одзиву управљачког вентила за Махов број 1.5	153
Слика 6-17.	Резултати симулација у односу на раније експерименталне резултате за Махов број 3.0 у аеротунелу VTI T-38	155
Слика 6-18.	Притисак струјања у експерименту и симулацијама за Махов број 3.0 у аеротунелу VTI T-38	155
Слика 6-19.	Удео алгоритма директне компензације поремећаја у укупном одзиву управљачког вентила за Махов број 3.0	156
Слика 7-1.	Архитектура хибридног система	161
Слика 7-2.	Нивои управљачке хијерархије.....	163
Слика 7-3.	Интерфејс континуалне и дискретне динамике	167
Слика 7-4.	Каскадна архитектура управљања струјањем у управљачкој хијерархији аеротунела VTI T-38.....	173
Слика 8-1.	Експерименталне тачке у односу на пројектовани радни опсег, пројектоване и препоручене радне тачке аеротунела VTI T-38.....	176
Слика 8-2.	Резултати експеримената и симулација за Махов број 1.50 и притисак струјања 0.25 МПа (лево) и 0.50 МПа (десно)	178
Слика 8-3.	Резултати експеримената и симулација за Махов број 2.00 и притисак струјања 0.25 МПа (лево) и 0.60 МПа (десно)	178
Слика 8-4.	Резултати експеримената и симулација за Махов број 3.00 и притисак струјања 0.57 МПа (лево) и 1.00 МПа (десно)	179
Слика 8-5.	Резултати експеримената и симулација за Махов број 4.00 и притисак струјања 1.30 МПа (лево) и 1.35 МПа (десно)	179
Слика 8-6.	Успостављање притиска струјања са старим и новим системом управљања у аеротунелу VTI T-38.....	181
Слика 8-7.	Промена релативног одступања притиска струјања од жељене вредности са старим и новим системом управљања у аеротунелу VTI T-38.....	182
Слика 8-8.	Резултати експеримената са истим притиском струјања на различитим Маховим бројевима	184
Слика 8-9.	Утицај почетног притиска у резервоару.....	185
Слика 8-10.	Удео алгоритма директне компензације поремећаја у укупном управљању у експериментима са различитим почетним притисцима у резервоару.....	186
Слика 8-11.	Удео алгоритма директне компензације поремећаја у укупном управљању у експериментима са различитим жељеним притисцима струјања.....	188
Слика 8-12.	Успостављање притиска струјања за различите жељене вредности у радном опсегу аеротунела VTI T-38	190
Слика 8-13.	Промена релативног одступања притиска струјања од жељене вредности у интервалима од 10 секунди	191

Слика П1-1. Притисак у управљачком вентилу и губитак притиска у комори умирења за Махов број 1.75.....	216
Слика П1-2. Притисак у управљачком вентилу и губитак притиска у комори умирења за Махов број 2.00.....	216
Слика П1-3. Притисак у управљачком вентилу и губитак притиска у комори умирења за Махов број 2.25.....	216
Слика П1-4. Притисак у управљачком вентилу и губитак притиска у комори умирења за Махов број 2.50.....	216
Слика П1-5. Притисак у управљачком вентилу и губитак притиска у комори умирења за Махов број 2.75.....	217
Слика П1-6. Притисак у управљачком вентилу и губитак притиска у комори умирења за Махов број 3.25.....	217
Слика П1-7. Притисак у управљачком вентилу и губитак притиска у комори умирења за Махов број 3.50.....	217
Слика П1-8. Притисак у управљачком вентилу и губитак притиска у комори умирења за Махов број 3.75.....	217
Слика П1-9. Притисак у управљачком вентилу и губитак притиска у комори умирења за Махов број 4.00.....	218
Слика П2-1. Резултати експеримената за Махов број 1.50 и притисак струјања 0.25 МПа (лево) и 0.50 МПа (десно)	218
Слика П2-2. Резултати експеримената за Махов број 1.75 и притисак струјања 0.25 МПа (лево) и 0.60 МПа (десно)	219
Слика П2-3. Резултати експеримената за Махов број 2.00 и притисак струјања 0.25 МПа (лево) и 0.60 МПа (десно)	219
Слика П2-4. Резултати експеримената за Махов број 2.25 и притисак струјања 0.30 МПа (лево) и 0.70 МПа (десно)	220
Слика П2-5. Резултати експеримената за Махов број 2.50 и притисак струјања 0.35 МПа (лево) и 0.80 МПа (десно)	220
Слика П2-6. Резултати експеримената за Махов број 2.75 и притисак струјања 0.40 МПа (лево) и 0.90 МПа (десно)	221
Слика П2-7. Резултати експеримената за Махов број 3.00 и притисак струјања 0.57 МПа (лево) и 1.00 МПа (десно)	221
Слика П2-8. Резултати експеримената за Махов број 3.25 и притисак струјања 0.70 МПа (лево) и 1.10 МПа (десно)	222
Слика П2-9. Резултати експеримената за Махов број 3.50 и притисак струјања 0.90 МПа (лево) и 1.20 МПа (десно)	222
Слика П2-10. Резултати експеримената за Махов број 3.75 и притисак струјања 1.10 МПа (лево) и 1.30 МПа (десно)	223
Слика П2-11. Резултати експеримената за Махов број 4.00 и притисак струјања 1.30 МПа (лево) и 1.35 МПа (десно)	223

Списак табела

Табела 4-1. Математички модел аеротунела великих брзина	76
Табела 4-2. Стање, улаз и излаз модела аеротунела великих брзина	77
Табела 5-1. Прорачун притиска у управљачком вентилу за Махов број 1.50	115
Табела 5-2. Прорачун притиска у управљачком вентилу за Махов број 3.00	115
Табела 7-1. Пример сценарија промене стања хибридног система	171
Табела 8-1. Жељени и почетни услови експеримената	177
Табела 8-2. Удео алгоритма директне компензације и алгоритма са повратном спрегом у почетном отварању управљачког вентила у експериментима са различитим почетним притисцима у резервоару.....	187
Табела 8-3. Удео алгоритма директне компензације и алгоритма са повратном спрегом у почетном отварању управљачког вентила у експериментима са различитим жељеним притисцима струјања	188
Табела 8-4. Статистичка анализа узорака мереног притиска струјања.....	191
Табела П1-1. Прорачун коефицијента губитка притиска за Махов број 1.75	211
Табела П1-2. Прорачун коефицијента губитка притиска за Махов број 2.00	212
Табела П1-3. Прорачун коефицијента губитка притиска за Махов број 2.25	212
Табела П1-4. Прорачун коефицијента губитка притиска за Махов број 2.50	213
Табела П1-5. Прорачун коефицијента губитка притиска за Махов број 2.75	213
Табела П1-6. Прорачун коефицијента губитка притиска за Махов број 3.25	214
Табела П1-7. Прорачун коефицијента губитка притиска за Махов број 3.50	214
Табела П1-8. Прорачун коефицијента губитка притиска за Махов број 3.75	215
Табела П1-9. Прорачун коефицијента губитка притиска за Махов број 4.00	215

Списак скраћеница

<i>ПИД</i>	Пропорционално-интегрално-диференцијални управљачки алгоритам
<i>D</i>	Поремећај процеса
<i>EKF</i>	Проширени Калманов филтер (Extended Kalman Filter)
<i>FB</i>	Управљачки систем са повратном спрегом (Feedback)
<i>FF</i>	Управљачки систем са директном компензацијом поремећаја (Feedforward)
<i>FPGA</i>	Програмабилна логичка кола (Field Programmable Gate Array)
<i>LQG</i>	Линеарно квадратно гаусовско управљање (Linear-Quadratic-Gaussian control)
<i>MDOE</i>	Савремени план експеримената (Modern Design of Experiments)
<i>P</i>	Процес
<i>PAC</i>	Програмабилни аутоматски контролер (Programmable Automation Controller)
<i>PP</i>	Примарни процес
<i>PD</i>	Поремећај примарног процеса
<i>RT</i>	Рад у реалном времену (Real-time)
<i>SM</i>	Машина са коначним бројем стања
<i>SP</i>	Секундарни процес
<i>SD</i>	Поремећај секундарног процеса
<i>TE</i>	Тип експеримента

Списак коришћених ознака

A	[m ²]	Површина попречног пресека
a	[m/s]	Брзина звука
C_s		Бездиомениони коефицијент аеродинамичке силе
c_p	[J/K]	Специфична топлота при константном притиску
c_v	[J/K]	Специфична топлота при константној запремини
D	[N]	Аеродинамичка сила отпора
d	[m]	Референтна дужина
E		Грешка управљања – разлика жељене и мерене вредности управљане величине
F		Функција масеног протока
f	[Hz]	Учестаност нестационарне појаве
G		Преносна функција
GP		Преносна функција управљачког система примарног процеса
GS		Преносна функција управљачког система секундарног процеса
GSP		Преносна функција система управљања секундарним процесом
h	[J/kg]	Специфична енталпија
hs		Вектор стања хибридног система
h_c	[W/m ² /K]	Коефицијент конвективног преноса топлоте
I		Управљачки улаз
K		Коефицијент губитка притиска услед експанзије
k	[W/m/K]	Топлотна проводљивост ваздуха
K_{PP}		Пропорционално појачање примарног ПИ управљачког система
K_{PI}		Интегрално појачање примарног ПИ управљачког система
K_{SP}		Пропорционално појачање секундарног ПИ управљачког система
K_{SI}		Интегрално појачање секундарног ПИ управљачког система
L	[N]	Аеродинамичка сила узгона
M		Махов број струјања
m	[kg]	Маса
\dot{m}	[kg/s]	Масени проток
N		Скуп могућих вредности дискретних променљивих стања
Nu		Нуселтов број

Pr		Прандтлов број
p	[Pa]	Притисак
Q		Вектор дискретних променљивих стања
q	[Pa]	Динамички притисак
R	[J/kg/K]	Специфична гасна константа
Re		Рејнолдсов број струјања
S	[N]	Аеродинамичка сила
St		Струхалов број струјања
T	[K]	Температура
t	[s]	Време
U	[J]	Унутрашња енергија
V	[m ³]	Запремина
v	[m/s]	Брзина струјања
W		Вектор дискретних комуникационих променљивих
X	[m]	Позиција управљачког вентила
x		Вектор континуалних променљивих стања система
y		Вектор континуалних комуникационих променљивих
Z		Скуп могућих вредности дискретних комуникационих променљивих
Π		Бездимензионални производ
α	[rad]	Нападни угао
κ		Однос специфичних топлота за идеалан гас
μ	[Pa s]	Динамичка вискозност ваздуха
ρ	[kg/m ³]	Густина

Индекси:

FF	Алгоритам директне компензација поремећаја
FB	Алгоритам са повратном спрегом
O	Комора умирења
cv	Управљачки вентил
D	Поремећајни процес
d	Жељена вредност
k	Број континуалних комуникационих променљивих
l	Број континуалних променљивих стања

m	Број дискретних променљивих стања
n	Број могућих типова експеримената у аеротунелу
nz	Млазник
P	Процес
PD	Поремећај примарног процеса
PP	Примарни процес
r	Број дискретних комуникационих променљивих
st	Резервоар
SD	Поремећај секундарног процеса
SP	Секундарни процес
ts	Радни део
∞	Непоремећено струјање

1 УВОД

”То би била невероватна авантура. Живот би требало да буде нешто више од решавања свакодневних проблема. Када се пробудите сваког новог дана требало би да будете узбуђени због будућности.”

Elon Musk (Предавање о одрживој колонизацији Марса, IAC 2016) [1]

”Лабораторија 21. века” је нови концепт обављања истраживања у будућности, који би требало да представља одговор на значајне технолошке промене у производима, организацији и друштву. Идеја која је у основи овог концепта је подстицање размишљања о импликацијама убрзаног технолошког развоја и његовом утицају на истраживања у будућности, као и о инвестицијама и променама које би требало да се покрену данас у оквиру припрема за неизбежне промене до којих ће доћи у наредних неколико деценија. Једно од питања фундаменталних за имплементацију лабораторије 21. века је следеће:

Да ли ћемо и када доћи до тачке у којој ћемо познавати физикалност појава у одређеној истраживачкој области довољно добро да нам више неће бити потребни експерименти?

Ово питање је нарочито релевантно за истраживања у области експерименталне аеродинамике и будућност аеротунела као основног алата на који се ослањају истраживачи у овој области.

Већина светских аеротунела изграђена је пре 50 до 70 година. Слична ситуација је и у аеродинамичкој лабораторији Војнотехничког института у Београду, у оквиру које је најновији аеротунел почео са радом пре неких 30 година. У већини ових инсталација су током радног века увођена извесна технолошка унапређења праћена новим експерименталним техникама, што је

омогућавало да се аеротунели увек прилагоде актуелним потребама. Међутим, како би се аеротунели даље развијали у складу са концептом лабораторије 21. века потребно је суочити се са неким новим изазовима, поред оних које већ доносе традиционално високи захтеви војне и ваздухопловне индустрије. Три релативно нова тренда која су вероватно најважнији мотивациони фактори за побољшање тачности и ефикасности експеримената у аеротунелима су велика улагања у комерцијални суперсонични ваздушни транспорт, укључивање нових земаља у космичку индустрију и комерцијализација космичких транспортних система праћена планирањем истраживачке мисије на Марс са људском посадом и интензивирање потребе за експерименталном верификацијом резултата нумеричке анализе и компјутерских симулација. Резултат ових трендова је и чињеница да се у овом тренутку у више земаља широм света планира изградња нових аеротунела за испитивање модела у великој размери, који би такође требало да одговоре на поменуте изазове.

У анализама обављеним у овој области даје се више смерница за испуњавање захтева које доноси будућност, а тиме и за постизање одрживости рада аеротунела у дугорочном смислу. Један од праваца у којима би могло да се иде односи се на побољшање могућности самих инсталација и увођење нових технологија и нових експерименталних техника. У погледу стратегије обављања експеримената предлаже се примена концепта савременог планирања експеримената (MDOE), који значајно повећава продуктивност у односу на традиционалан начин обављања аеротунелских испитивања. Кључна област у којој је такође могућ напредак је примена нових експерименталних технологија са циљем добијања више информација жељеног квалитета из сваког експеримента. Нове технике обраде података и визуализације струјања представљају начин да се побољша разумевање информација прикупљених у мерењима. У основи свих ових смерница се налази тежња за побољшањем тачности експеримената са једне стране, а са друге стране тежња за побољшањем ефикасности рада аеротунела.

Имајући у виду поменуте актуелне трендове, у овој дисертацији је предложено другачије сагледавање аеротунела у односу на досадашњи

приступ, у оквиру кога су аеротунели углавном сматрани инсталацијама за стандардне типове аеродинамичких експеримената, уз спорадично увођење технолошких унапређења која су омогућавала обављање веома комплексних експеримената, али нису била праћена суштинском променом методологије и систематским приступом.

1.1 Предмет истраживања

По дефиницији, аеротунели су експерименталне инсталације за испитивање модела објекта у одређеној размери, уз постизање геометријске, кинематичке и динамичке сличности са струјањем око објекта у пуној размери. У складу са теоријом сличности, два струјања су слична ако се постигне једнакост неколико критеријума сличности. Ове поставке представљају физички принцип који се налази у основи рада свих аеротунела. Решења која се користе за остваривање сличности струјања су разноврсна, и та разноврсност је условила појаву великог броја типова аеротунела и више начина њихове класификације. Међутим, без обзира на примењено решење, рад аеротунела се заснива на управљању струјањем. Посматрано из те перспективе, аеротунели би могли да се сматрају мање или више сложеним системима за управљање струјањем.

Управљање струјањем је вишедисциплинарна област која је у општем случају базирана на синергији метода из две области истраживања – теорије управљања и механике флуида, или у случају аеротунела, уже области механике флуида – динамике гасова или аеродинамике. Мада се ове области независно развијају већ дуги низ година, озбиљнији напори да се методе теорије управљања систематски примене у области механике флуида су се појавили релативно скоро. Њихово комбиновање може да пружи бољи физички увид у струјање флуида са једне стране, а са друге стране да доведе до нових приступа у управљању динамичким системима базираним на струјању флуида, применљивих и на друге физичке системе.

Обједињавање теорије управљања и механике флуида представља велики изазов првенствено због комплексности једначина које описују основне

законе механике флуида. Међу највећим проблемима се издвајају нелинеарност, вишедимензионалност и неортогоналност. Превазилажење сваког од ових проблема појединачно је тешко, док њихова комбинација енормно увећава изазов.

Стање у општој области управљања струјањем је пресликано на управљање струјањем у аеротунелима. Овај проблем у аеротунелима је у прошлости решаван линеаризацијом изразито нелинеарних једначина динамике гасова око дискретних радних стања. Системи управљања струјањем у аеротунелима су и данас најчешће централизовани системи базирани на једноставним линеарним законима управљања и добро утврђеној методологији развоја таквих система. Линеарни управљачки системи примењени на изразито нелинеарне процесе попут струјања у аеротунелима носе са собом две врсте проблема. Први проблем је неопходност прихватања нешто слабије и неуједначене тачности управљања у радном опсегу аеротунела. Други проблем су велики трошкови интеграције ових система, упркос малим трошковима имплементације, због потребе за подешавањем управљачких параметара за различите комбинације жељених параметара струјања и почетних услова. У прошлости је овај приступ управљању струјањем у аеротунелима био прихватљив, упркос наведеним недостацима, због једноставности, интуитивности и добро разрађених метода за подешавање параметара управљања. Међутим, све амбициознији захтеви у смислу тачности експеримената и квалитета управљања струјањем довели су до потребе за новим приступима.

Брз развој нових хардверских и софтверских платформи омогућио је појаву све комплекснијих нелинеарних управљачких система, али без јасног аналитичког приступа или развијене методологије. Последица је општи тренд развоја комплексних нелинеарних управљачких система на појединачној бази, уз веома велике трошкове интеграције система и обимна тестирања у циљу подешавања система пре пуштања у рад. Поред тога, нове хардверске и софтверске платформе се због комплексности аеротунела углавном уводе постепено, због чега нису праћене променом приступа, који је и даље остао базиран на парадигми централизованог управљања.

Међутим, поменути све амбициознији захтеви доприносе томе да аеротунели данас функционишу доста ближе границама својих перформанси него раније. Последица тога је да грешке које су резултат неиспитаних ситуација не могу више да буду компензоване "резервом" перформанси. Да би систем функционисао на граници перформанси потребни су тачни модели система, процедуре верификације безбедности у границама тачности тих модела и процедуре за синтезу управљања таквог да се одржава потребан ниво тачности, поузданости и безбедности.

Предмет истраживања ове докторске дисертације је развој нове систематске методологије управљања струјањем у аеротунелима великих брзина, постављањем њене аналитичке основе на бази физичких принципа процеса и њиховог узајамног дејства, а са применом и у широј области управљања компресибилним струјањем.

1.2 Циљ истраживања

Циљ истраживања је побољшање тачности, ефикасности и поузданости експеримената у аеротунелима великих брзина, уз истовремено смањење трошкова интеграције система за управљање струјањем [2].

У оквиру општег циља истраживања могу да се издвоје следећи посебни циљеви:

- 1) Унапређење динамичког модела процеса у аеротунелима великих брзина.
- 2) Анализа система управљања струјањем у аеротунелима великих брзина на бази динамичких карактеристика модела процеса.
- 3) Синтеза система управљања струјањем у аеротунелима великих брзина на бази динамичких карактеристика модела процеса.
- 4) Пројектовање, имплементација и интеграција хибридног система управљања струјањем на основу развијене систематске методологије у аеротунелу VTI T-38 Војнотехничког института у Београду.
- 5) Експериментална верификација система управљања струјањем у суперсоничном опсегу аеротунела VTI T-38.

1.3 Полазне хипотезе

Основна хипотеза овог истраживања је да систематска методологија управљања струјањем у аеротунелима великих брзина базирана на физичким принципима процеса и њиховог узајамног дејства побољшава тачност експеримената и ефикасност рада аеротунела.

У циљу доказивања ове основне хипотезе постављена су следећа питања:

- 1) Имајући у виду тренутно стање у области истраживања компресибилног струјања, може ли и на који начин да буде унапређен динамички модел процеса у аеротунелима великих брзина?
- 2) Да ли анализом динамичких карактеристика унапређеног модела процеса може да се развије систематска методологија управљања струјањем у аеротунелима великих брзина?
- 3) Да ли је на основу развијене систематске методологије могућа синтеза система управљања струјањем у аеротунелима великих брзина користећи практичан скуп нумеричких и симулационих алата који подржавају пројектовање, интеграцију, анализу перформанси, анализу безбедности и функционални развој система?
- 4) Имајући у виду тренутни ниво технолошког развоја, може ли систем управљања струјањем у аеротунелима великих брзина да буде имплементиран и како?
- 5) Да ли резултати експерименталне верификације потврђују резултате симулација обављених у оквиру синтезе система управљања струјањем у аеротунелима великих брзина?
- 6) Да ли систем управљања струјањем имплементиран на основу развијене систематске методологије управљања струјањем у аеротунелима великих брзина доноси побољшање тачности експеримената и ефикасности рада аеротунела?
- 7) Да ли развијена методологија управљања струјањем у аеротунелима великих брзина може да се примени и у другим системима чији је рад базиран на управљању струјањем?

1.4 Научне методе истраживања

У овом истраживању је коришћено више научних метода које би требало да допринесу објашњењу проблема везаних за управљање струјањем у аеротунелима великих брзина.

У оквиру *логичког* дела научног рада и истраживања коришћене су следеће основне методе:

Метода анализе

Функционална анализа коришћена је за откривање међусобних односа, повезаности и зависности у области предмета истраживања.

Компаративна анализа је коришћена за утврђивање сличности и разлика међу ранијим истраживањима у области предмета истраживања.

Факторска анализа је коришћена за одређивање најважнијих фактора у области предмета истраживања.

Метода синтезе

Репродуктивна синтеза коришћена је за синтезу система управљања на бази његове анализе и увођења у разматрање нових елемената.

У оквиру *теоријско-методолошког приступа* коришћене су следеће опште научне методе:

Метода моделовања

Симулација је коришћена за унапређење динамичког модела процеса у аеротунелима великих брзина, синтезу система управљања струјањем и његову верификацију.

Статистичка метода

Статистичка метода је коришћена је анализу експерименталних података.

Компаративна метода

Компаративна метода је коришћена за упоређивање експерименталних резултата са резултатима симулација.

У оквиру технике истраживања коришћене су следеће методе прикупљања података:

Експериментална метода

Експериментална метода коришћена је за прикупљање података потребних за унапређење динамичког модела процеса у аеротунелима, као и за експерименталну верификацију система управљања струјањем.

1.5 Структура дисертације

Докторска дисертација је структурирана у девет поглавља.

У *првом поглављу* су образложени мотиви за избор теме докторске дисертације. Дефинисани су предмет и циљеви истраживања, постављене су полазне хипотезе и дат је преглед коришћених научних метода.

У *другом поглављу* је објашњен општи принцип рада аеротунела, уз кратак преглед типова инсталација у оквиру неколико начина класификације. Затим је дефинисан тип аеротунела великих брзина који ће бити разматран у дисертацији, уз кратак опис аеротунела VTI T-38 (Војнотехнички институт, Београд) као репрезентативног у овом истраживању. Поглавље се завршава освртом на захтеве који се у овом тренутку постављају пред аеротунеле како би у будућности могли да раде у складу са концептом лабораторије 21. века.

У *трећем поглављу* је размотрено стање у области управљања струјањем у аеротунелима великих брзина. Описани су принципи управљања Маховим бројем, уз кратак осврт на методе прорачуна геометријског профила млазника. Затим су представљени принципи управљања Рејнолдсовим бројем, заједно са детаљним прегледом истраживања у овој области током претходне три деценије. Поглавље се завршава дискусијом о разлозима за промену парадигме управљања у аеротунелима, као и потенцијалним решењима која могу да доведу до систематског приступа у овој области.

У *четвртом поглављу* је развијен математички модел аеротунела великих брзина, базиран на контролним механизмима процеса струјања и неколико претпоставки, а са циљем да се користи у синтези система за управљање струјањем у аеротунелима великих брзина. На основу математичког модела је развијен симулациони модел, који је омогућио физичку верификацију и експерименталну верификацију модела аеротунела великих брзина.

У *петом поглављу* је обављена анализа система управљања струјањем у аеротунелима великих брзина. Идентификована су два кључна проблема важна за побољшање управљања, како у погледу тачности, тако и у погледу трошкова. Први проблем се односи на раздвајање утицаја динамике управљачких елемената од динамике струјања, а други на процењивање губитка притиска услед експанзије у комори умирења. Дат је предлог решења за оба проблема, као и предлог нове методологије управљања базиране на каскадној управљачкој архитектури са директном компензацијом поремећаја.

У *шестом поглављу* је дат оквир за синтезу каскадног система управљања струјањем, при чему синтеза управљања примарним процесом у датом облику може да се примени на сваки аеротунел великих брзина, док синтеза управљања секундарним процесом зависи од управљачких елемената у конкретном аеротунелу, а примена је демонстрирана за аеротунел VTI T-38. Развијен је симулациони модел за синтезу система управљања струјањем, а нумеричке симулације су реализоване за аеротунел VTI T-38.

У *седмом поглављу* је размотрена општа архитектура хибридних динамичких система, са тежиштем на њеној примени у аеротунелима великих брзина. Предложена је хијерархијска управљачка архитектура која омогућава имплементацију развијене методологије управљања струјањем базиране на каскадној архитектури, заједно са решењем за интерфејс дискретне и континуалне динамике. Имплементација каскадне архитектуре у управљачкој хијерархији је илустрована за аеротунел VTI T-38.

У *осмом поглављу* су анализирани резултати експерименталне верификације система управљања у аеротунелу VTI T-38. Обављена је компаративна анализа резултата експеримената и нумеричких симулација, као и резултата експеримената са старим и новим системом управљања у аеротунелу VTI T-38. Дата је анализа утицаја жељених и почетних услова на управљање, заједно са анализом перформанси система управљања струјањем.

У *деветом поглављу* је образложен научни допринос дисертације и предложени су могући правци даљих истраживања на бази представљених резултата.

У десетом поглављу је наведена литература коришћена при изради докторске дисертације.

У једанаестом поглављу су дата два прилога. У првом прилогу су, у облику табела и дијаграма, детаљно представљени резултати прорачуна притиска у управљачком вентилу и губитка притиска услед експанзије у комори умирења за 18 експеримената на девет Махових бројева, као допуна резултатима прорачуна за четири експеримента на два Махова броја који су дати у петом поглављу. У другом прилогу су дати резултати 22 експеримента на 11 Махових бројева којима је експериментално верификован систем управљања струјањем у аеротунелу VTI T-38.

2 АЕРОТУНЕЛИ

“Деловање медијума на тело је исто, без обзира да ли се тело креће у медијуму који мирује или честице медијума истом брзином опструјавају тело које мирује.”

Леонардо да Винчи (Атлантски кодекс, 1478-1519)

Нешто више од 100 година после првог успешног лета авиона на моторни погон, данас се ваздухоплови различитих облика користе за различите потребе. Њихов облик се одређује аеродинамичким разматрањима у којима се различит степен пажње посвећује перформансама, агилности, трошковима производње, рада и одржавања, времену производње и другим аспектима важним за предвиђену намену. Милиони аутомобила се свакодневно крећу на путевима, а њихов облик сведочи о утицају аеродинамике на одлуке пројектаната. Аутомобилске компаније су углавном заинтересоване за смањење аеродинамичког отпора, као и за смањење унутрашње и спољашње буке применом одговарајућих аеродинамичких детаља. Архитекте се ослањају на аеродинамичке процене грађевинских објеката, што је нарочито важно у областима подложним ураганима. Аеродинамички утицаји имају важно место и у пројектовању мостова. Скорашњи улазак приватног сектора у раније искључиво јавни сегмент космичких летова донео је веће амбиције у смислу постизања поуздане вишекратне употребе првог степена ракетних носача. Аеродинамичко загревање и отпор имају важну улогу у поновном уласку ракете у атмосферу и њеном кретању кроз атмосферу. Ово су само неки примери који показују важност познавања међусобног динамичког дејства ваздуха и чврстих тела у широком спектру примена, од свакодневног живота до међупланетарних путовања. Упркос томе, знања у овој области су далеко од дефинитивних, а пракса и даље обилује изненађењима.

Методе истраживања динамичког дејства ваздуха и чврстих тела углавном представљају комбинацију теорије и експеримената, док су нумеричке методе алат који је постајао све важнији од 1960-тих. Аеродинамика се тако развијала, а и даље се развија, у три правца, којима се баве три међусобно повезане научне области, а то су теоријска, експериментална и нумеричка аеродинамика. Аеродинамичке појаве се представљају функционалним зависностима, обично у облику диференцијалних једначина, а у теоријској аеродинамици се ове једначине користе за успостављање општих квалитативних карактеристика струјања и за прорачун непознатих променљивих применом математичке анализе. Међутим, аеродинамички проблеми не могу увек да буду решени процесом анализе и прорачуна, а разлог су сувише велике математичке тешкоће. Веома често проблем не може ни да буде математички формулисан, пошто је истраживана аеродинамичка појава сувише комплексна да би могла да буде описана задовољавајућим моделом. У таквим случајевима је неопходно ослањати се на експерименталне методе истраживања како би се утврдиле основне физичке карактеристике проблема. Теоријом и праксом експерименталних техника у аеродинамици бави се експериментална аеродинамика. Експерименталне методе се користе и за проверу решења проблема које даје нумеричка аеродинамика, у оквиру које се користе нумеричка анализа и алгоритми за симулацију међусобног дејства ваздуха са површинама дефинисаним граничним условима. Без обзира на теоријски напредак и велики раст нумеричких могућности, експериментална истраживања су и даље пресудна за добијање података потребних пројектантима за доношење одлука у широком спектру примена.

Аеротунели су основни алат у експерименталној аеродинамици. Продуктивна употреба експерименталних истраживања у општем случају и аеротунела у конкретном случају подразумева примену аеродинамичке теорије и нумеричких метода у планирању експерименталних инсталација, планирању експеримената и тумачењу добијених резултата. Са друге стране, настанак, употреба и текући развој аеротунела су били, а и даље јесу, мотивисани заинтересованошћу за широк спектар практичних проблема у аеродинамици, као и чињеницом да теоријске и нумеричке методе не могу да

понуде све резултате потребне за доношење одлука о детаљном пројектовању у многим практичним проблемима. Најуспешнији приступ у решавању скоро сваког аеродинамичког проблема базиран је на примени резултата добијених теоријским, експерименталним и нумеричким методама, комбинованих на одговарајући начин и допуњених искуством.

Ово поглавље се бави аеротунелима из неколико перспектива. Одељак 2.1 посвећен је основном принципу рада ових инсталација, док је у одељку 2.2 илустрована разноврсност аеротунела, кроз неколико начина њихове класификације. У одељку 2.3 су дефинисани аеротунели великих брзина, као класа аеротунела којом се бави дисертација, уз посебно разматрање аеротунела VTI T-38, инсталације која је коришћена за експерименталну верификацију у овом истраживању. Коначно, одељак 2.4 се бави стратегијом развоја аеротунела у складу са концептом лабораторије 21. века.

2.1 Основни принцип рада аеротунела

Основни принцип рада аеротунела поставио је још Леонардо да Винчи, који је установио да ће аеродинамички резултати бити исти без обзира да ли се тело креће у односу на ваздух који мирује или се ваздух креће у односу на тело које мирује, под условом да је релативна брзина између тела и ваздуха иста у оба случаја. Овај принцип је омогућио да се мерење сила којима ваздух делује на тело у покрету замени практичнијим, економичнијим и безбеднијим мерењем сила којима ваздух у покрету делује на тело у мировању у лабораторијским условима. Од краја 19. века до данас, аеротунели тако представљају основу скоро свих истраживања у области експерименталне аеродинамике. Мада у литератури не постоји свеобухватан историјски преглед аеротунела, међу референцама које садрже суштинске информације о важним аспектима развоја и пројектовања аеротунела издвајају се [3] и [4].

Како би експеримент са струјањем ваздуха око стационарног модела објекта у аеротунелу био потпуно репрезентативан за реалне услове у којима се објекат креће, неопходно је да модел буде геометријски идентичан објекту и да брзина струјања у аеротунелу буде једнака брзини кретања објекта у

реалним условима. Постизање ових услова није увек могуће. Међутим, када је модел који се испитује у аеротунелу направљен у одређеној размери у односу на објекат или када не може да се постигне брзина струјања у аеротунелу једнака брзини кретања објекта у реалним условима, аеротунелски експерименти и даље могу да буду репрезентативни ако су испуњени услови сличности струјног поља око модела у аеротунелу и струјног поља око објекта у реалним условима. Сличност струјних поља је важан концепт у механици флуида, у складу са којим информације о једном струјном пољу могу да се примене на друго струјно поље са различитим параметрима ако су испуњени услови геометријске, кинематичке и динамичке сличности.

Геометријска сличност подразумева да односи одговарајућих димензија модела и објекта буду једнаки. Кинематичка сличност постоји између геометријски сличних струјних поља ако су односи брзина струјног поља око модела и објекта једнаки. Динамичка сличност постоји између геометријски и кинематички сличних струјних поља ако су односи свих сила на моделу и објекту једнаки. Применом методе у оквиру које се диференцијалне једначине основних закона одржања количине кретања и енергије своде на бездимензионални облик и коришћењем граничних услова, добијају се параметри сличности два струјна поља изражени бездимензионалним бројевима [5]. За потпуну динамичку сличност потребно је да струјна поља имају идентичне вредности следећих бездимензионалних бројева:

$$\text{Махов број} = \frac{\text{Инерцијалне силе}}{\text{Еластичне силе}} \quad M = \frac{v}{a} \quad (2.1)$$

$$\text{Рејнолдсов број} = \frac{\text{Инерцијалне силе}}{\text{Вискозне силе}} \quad Re = \frac{\rho v d}{\mu} \quad (2.2)$$

$$\text{Струхалов број} = \frac{\text{Нестационарне силе}}{\text{Стационарне силе}} \quad St = \frac{f d}{v} \quad (2.3)$$

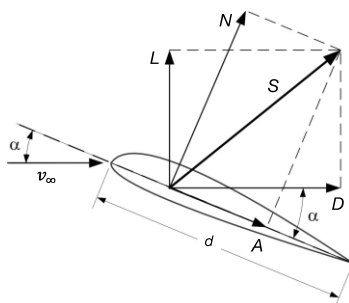
$$\text{Прандтлов број} = \frac{\text{Пренос количине кретања}}{\text{Пренос топлоте}} \quad Pr = \frac{c_p \mu}{k} \quad (2.4)$$

$$\text{Нуселтов број} = \frac{\text{Конвективни пренос топлоте}}{\text{Кондуктивни пренос топлоте}} \quad Nu = \frac{h_c d}{k} \quad (2.5)$$

где је v брзина струјања ваздуха, a је брзина звука, ρ је густина ваздуха, d је карактеристична дужина, μ је динамичка вискозност ваздуха, f је учестаност нестационарне појаве, c_p је специфична топлота при константном притиску, h_c је коефицијент конвективног преноса топлоте, а k је топлотна проводљивост ваздуха.

Зависно од разматраног проблема, неки од наведених бездимензионалних бројева су више или мање важни. Занемаривањем неких параметара сличности истраживање проблема може значајно да се поједностави, без великог утицаја на тачност резултата.

У примени концепта бездимензионалних параметара сличности на аеротунеле полази се од основне сврхе аеротунелског експеримента. У већини случајева је циљ експеримената мерење аеродинамичких сила и момената на моделима направљеним у одређеној размери у односу на реални објекат.



Слика 2-1. Аеродинамичка сила на пресеку аеродинамичке површине

Ако се разматра авион у лету са аеродинамичком површином чији је пресек аеропрофил приказан на горњој слици (Слика 2-1) и на одређеном нападном углу (α), резултујућа аеродинамичка сила је S . На физичкој, интуитивној бази се очекује да S зависи од:

- релативне брзине лета (v_∞),
- висине лета, са којом се мења густина ваздуха (ρ_∞),
- величине аеродинамичке површине, коју је могуће представити изабраном референтном дужином (d),
- вискозности ваздуха, чија је константа пропорционалности динамичка вискозност непоремећеног струјања (μ_∞), и
- компресибилности ваздуха, чији утицај може да се представи брзином звука у непоремећеном струјању (a_∞).

Резултат овог размишљања је следећа општа функционална зависност, која није нарочито практична за употребу:

$$S = f(v_{\infty}, \rho_{\infty}, d, \mu_{\infty}, a_{\infty}) \quad (2.6)$$

У принципу би било могуће експериментално утврдити како се S мења у зависности од v_{∞} , ρ_{∞} , d , μ_{∞} и a_{∞} , ако се модел на датом нападном углу испитује у аеротунелу. То би подразумевало систематско мерење промене S са појединачном променом сваког од пет наведених параметара, а повезивањем добијених резултата би могла да се добије прецизна функционална зависност представљена једначином (2.6). Међутим, ова метода би била напорна и скупа због великог обима аеротунелских експеримената. Применом бездимензионе анализе, чије су идеје формално дефинисане у Бакингемовој π – теореме [6], значајно се смањују труд и време уложени у експерименте. Дефиниција и извођење Бакингемове π – теореме су лако доступни и детаљно обрађени у фундаменталној литератури из области аеродинамике [7][8], а овде је теорема примењена на функционалну зависност (2.6) како би се утврдило који су од бездимензионих параметара представљених релацијама (2.1) – (2.5) значајни за постизање сличности струјања око модела у аеротунелима са струјањем око реалних објеката.

За разматрани проблем важно је шест физичких, димензионих величина:

$$g(S, v_{\infty}, \rho_{\infty}, d, \mu_{\infty}, a_{\infty}) = 0 \quad (2.7)$$

Усваја се база са три димензије: $\{M\}$ је димензија масе, $\{L\}$ је димензија дужине, а $\{T\}$ је димензија времена. Димензије шест физичких величина су:

S	v_{∞}	ρ_{∞}	d	μ_{∞}	a_{∞}
$\{MLT^{-2}\}$	$\{LT^{-1}\}$	$\{ML^{-3}\}$	$\{L\}$	$\{ML^{-1}T^{-1}\}$	$\{LT^{-1}\}$

Ако се произвољно изаберу три физичке величине, v_{∞} , ρ_{∞} и d , у складу са π – теоремом једначина (2.7) може да се изрази као функција три бездимензионална Π производа:

$$h(\Pi_1, \Pi_2, \Pi_3) = 0 \quad (2.8)$$

Ови производи су:

$$\begin{aligned}\Pi_1 &= f_1(v_\infty, \rho_\infty, d, S) \\ \Pi_2 &= f_2(v_\infty, \rho_\infty, d, \mu_\infty) \\ \Pi_3 &= f_3(v_\infty, \rho_\infty, d, a_\infty)\end{aligned}\tag{2.9}$$

Када се физичке величине изразе преко својих димензија, производи добијају следећи облик:

$$\begin{aligned}\{\Pi_1\} &= \{LT^{-1}\}^a \{ML^{-3}\}^b \{L\}^c \{MLT^{-2}\} = \{M^0 L^0 T^0\} \\ \{\Pi_2\} &= \{LT^{-1}\}^e \{ML^{-3}\}^f \{L\}^g \{ML^{-1}T^{-1}\} = \{M^0 L^0 T^0\} \\ \{\Pi_3\} &= \{LT^{-1}\}^h \{ML^{-3}\}^l \{L\}^n \{LT^{-1}\} = \{M^0 L^0 T^0\}\end{aligned}\tag{2.10}$$

Решавање система од три једначине за сваки од производа даје следеће резултате: $a = -2, b = -1, c = -2, e = -1, f = -1, g = -1, h = -1, l = 0, n = 0$. Добијени су следећи бездимензони производи:

$$\begin{aligned}\Pi_1 &= \frac{S}{\rho_\infty v_\infty^2 d^2} = \frac{S}{\frac{1}{2} \rho_\infty v_\infty^2 S} = \frac{S}{qS} = C_S \\ \Pi_2 &= \frac{\mu_\infty}{\rho_\infty v_\infty d} = \frac{1}{Re_\infty} \\ \Pi_3 &= \frac{a_\infty}{v_\infty} = \frac{1}{M_\infty}\end{aligned}\tag{2.11}$$

У производу Π_1 , члан d^2 има димензију површине, па је замењен референтном површином S . Поред тога, како множење константом не утиче на бездимензионалност, у Π_1 је то урађено како би се добио израз за коефицијент аеродинамичке силе C_S у зависности од динамичког притиска $q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty v_\infty^2$. Производи Π_2 и Π_3 су функције само Рејнолдсовог (2.2) и Маховог броја (2.1), респективно. Када се производи (2.11) замене у једнакости (2.8), добија се коначни резултат примене Бакингамове теореме:

$$h\left(C_S, \frac{1}{Re_\infty}, \frac{1}{M_\infty}\right) = 0\tag{2.12}$$

Применом димензионе анализе добијена су два важна резултата:

- Аеродинамичка сила S може да се изрази у зависности од бездимензионалног коефицијента силе C_S .
- Коефицијент аеродинамичке силе C_S зависи само од Рејнолдсовог и Маховог броја:

$$C_S = f(Re_\infty, M_\infty) \quad (2.13)$$

Ова релативно једноставна анализа омогућава значајно једноставније одређивање аеродинамичких сила и момената. Уместо варијације већег броја димензионалних параметара из једначине (2.6), у аеротунелима је довољно да се за модел одређеног облика и на датом нападном углу варирају само Махов и Рејнолдсов број како би се добили подаци потребни за одређивање аеродинамичке силе на основу зависности (2.13).

Још важнија је чињеница да је димензионална анализа дала одговор на питање који је од параметара сличности струјног поља (2.1) – (2.5) важно постићи у аеротунелима да би уобичајени експерименти у којима се мере аеродинамичке силе и моменти на моделима били репрезентативни за објекте у реалним условима. Параметри сличности важни за рад аеротунела су тако Махов и Рејнолдсов број, а дефиниција која ће бити коришћена у даљем току ове дисертације је:

АЕРОТУНЕЛ је систем за управљање струјањем који омогућава постизање струјања са жељеним Маховим и Рејнолдсовим бројем.

Управљање струјањем је тако основни фактор у пројектовању аеротунела. Аеротунели се пројектују за одређени опсег брзине и одређену намену, а резултат тога је велики број типова аеротунела и неколико начина њихове класификације, уз различита решења за постизање жељеног струјања.

2.2 Класификација аеротунела

У литератури не постоји јединствена класификација аеротунела. Користи се више критеријума класификације, а непрекидан развој експерименталних инсталација различитих намена доноси и неке нове критеријуме. Овде ће

укратко бити поменуто неколико уобичајених критеријума, без намере да се улази у детаље пројектовања различитих типова аеротунела, већ да се истакну њихове јединствене карактеристике и стекне увид у разноврсност ове области експерименталне аеродинамике.

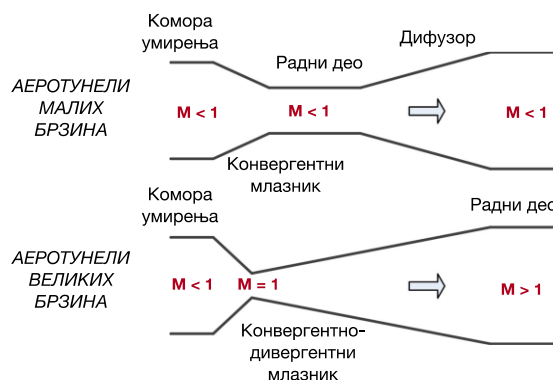
2.2.1 Класификација према брзини струјања

Модел који се испитује се постављају у радни део аеротунела, тако да се брзином струјања у аеротунелима сматра брзина постигнута у радном делу. Као критеријум класификације аеротунела према брзини струјања се користи Махов број (M), који у складу са једначином 2.1 представља однос инерцијалних и еластичних сила. Према овом критеријуму, аеротунели се класификују као:

- субсонични $M \leq 0.8$
- трансонични $0.8 < M \leq 1.4$
- суперсонични $1.4 < M \leq 5.0$
- хиперсонични $M > 5.0$

Избор Маховог броја као критеријума класификације је погодан због препознавања релативне важности ефеката компресибилности струјања. У субсоничном струјању се ефекти компресибилности углавном занемарују [9], док са повећањем брзине струјања ефекат постаје израженији. Поред тога, у трансоничном струјању је важан утицај граничног слоја на зидовима аеротунела [10], а у хиперсоничном струјању и хемијске особине гаса [11].

Избор опсега брзине утиче на пројектовање аеротунела управо због ефеката компресибилности. У субсоничном струјању густина гаса је скоро константна, па се смањењем попречног пресека постиже повећање брзине и смањење притиска. Са друге стране, у суперсоничном струјању се густина мења брже од брзине, па се смањењем попречног пресека брзина смањује, а притисак повећава. Ако се као захтев у оба случаја постави постизање максималне брзине у радном делу аеротунела, Слика 2-2 показује како овај захтев утиче на пројектовање аеротунела зависно од опсега брзине.



Слика 2-2. Пројектовање аеротунела малих и великих брзина

У субсоничним аеротунелима се испред радног дела налази конвергентни млазник који убрзава субсонично струјање до жељене брзине у радном делу, а иза радног дела је дифузор који успорава струјање. У субсоничним аеротунелима тако радни део има најмањи попречни пресек.

У суперсоничним аеротунелима се испред радног дела налази конвергентно-дивергентни млазник. Струјање се убрзава кроз конвергентни део док се не постигне критично струјање, када је Махов број у грлу млазника једнак 1. Затим се суперсонично струјање даље убрзава кроз дивергентни део, тако да се максимална жељена брзина постиже на излазу из млазника, у радном делу. Услед ефеката компресибилности, најмањи попречни пресек у суперсоничним аеротунелима има грло млазника.

2.2.2 Класификација према геометрији

У општој класификацији аеротунела према геометрији разликују се:

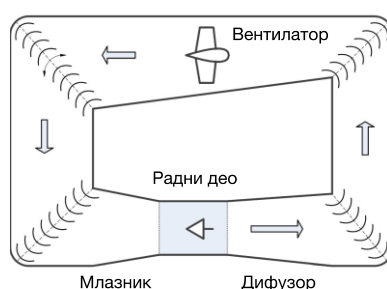
- аеротунели затвореног типа са непрекидним дејством
- аеротунели отвореног типа са непрекидним дејством
- аеротунели отвореног типа са прекидним дејством.

Аеротунели затвореног типа са непрекидним дејством (Слика 2-3) познати су и под називом аеротунели Прандтловог типа [12]. У њима гас непрекидно циркулише кроз затворену инсталацију применом вентилаторског погона. После вентилатора, гас кроз систем скретних лопатица и конвергентни

млазник улази у радни део. Када изађе из радног дела, гас се враћа до вентилатора кроз систем скретних лопатица.

Аеротунели затвореног типа су најчешће субсонични. Суперсонични аеротунели овог типа су нешто комплекснији, али их има мање због великих енергетских захтева, а тиме и радних трошкова.

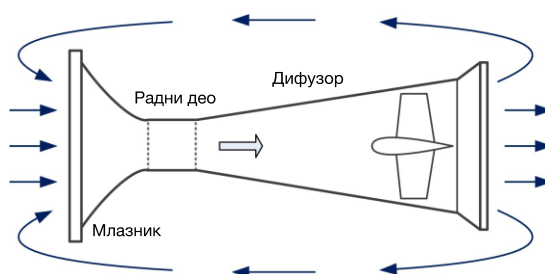
Предности овог типа аеротунела су добар квалитет струјања у радном делу и нижи ниво буке, док су недостаци велики трошкови изградње и потреба за комплексним системом хлађења гаса.



Слика 2-3. Аеротунел затвореног типа са непрекидним дејством

Аеротунели отвореног типа са непрекидним дејством (Слика 2-4) познати су и под називом аеротунели Ајфеловог типа [13]. Ваздух који пролази кроз радни део улази из просторије у којој се налази аеротунел применом вентилаторског погона. Радни део може да буде отворен или затворен.

Предност овог типа аеротунела су ниски трошкови изградње, као и погодност за разне врсте визуализације струјања, а недостаци су потенцијално слабији квалитет струјања у радном делу и висок ниво буке.



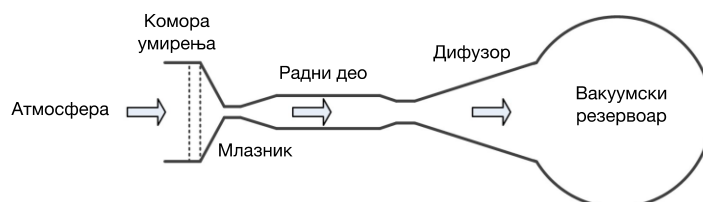
Слика 2-4. Аеротунел отвореног типа са непрекидним дејством

Аеротунели отвореног типа са прекидним дејством не користе вентилатор, већ се струјање успоставља на основу разлике притисака на улазу и излазу из

инсталације. Трајање експеримента у овим аеротунелима је ограничено, за разлику од аеротунела са непрекидним дејством. Аеротунели прекидног дејства се могу пројектовати на три начина:

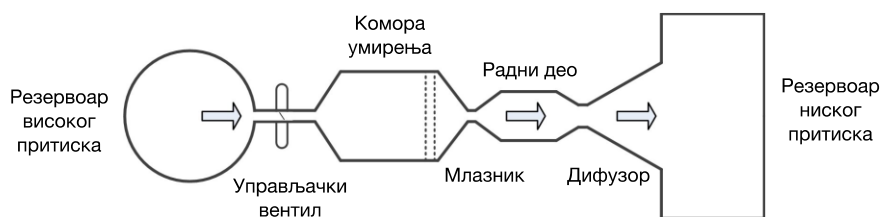
- атмосфера на улазу, резервоар са вакуумом на излазу (Слика 2-5)
- резервоар високог притиска на улазу, резервоар ниског притиска на излазу (Слика 2-6)
- резервоар високог притиска на улазу, атмосфера на излазу (Слика 2-7).

Аеротунели са резервоаром са вакуумом на излазу (Слика 2-5) успостављају струјање на основу разлике притиска између атмосфере и вакуума. Услови испред радног дела су константни, па нема потребе за активним управљањем притиском. Недостатак овог типа аеротунела је ограничен однос притисака испред и иза радног дела, а тиме и мањи максималан Махов број.



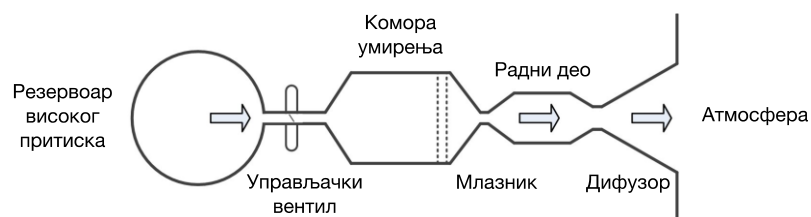
Слика 2-5. Аеротунел отвореног типа са прекидним дејством са резервоаром са вакуумом на излазу

Аеротунели са резервоаром високог притиска на улазу и резервоаром ниског притиска на излазу (Слика 2-6) успостављају струјање на основу разлике притиска између резервоара. Пошто се услови на улазу у аеротунел мењају, потребно је активно управљање притиском да би се у радном делу постигли константни услови. У суперсоничној конфигурацији приказаној на слици, радни део се налази иза конвергентно-дивергентног млазника. Махов број у радном делу зависи од притиска у комори умирења и од односа површина попречних пресека радног дела и млазника. Иза радног дела се најчешће користи друго грло, помоћу кога се суперсонично струјање своди на субсонично пре уласка у резервоар малог притиска. Током експеримента, притисак се смањује у резервоару високог притиска, а повећава у резервоару ниског притиска. Струјање више није могуће када се притисци изједначе.



Слика 2-6. Аеротунел отвореног типа са прекидним дејством са резервоаром високог притиска на улазу и резервоаром ниског притиска на излазу

Аеротунели са резервоаром високог притиска на улазу и атмосфером на излазу (Слика 2-7) успостављају струјање на основу разлике притиска између резервоара високог притиска и атмосфере. Предност ове у односу на претходну конфигурацију су мањи трошкови изградње и рада, а недостатак је појачани ниво буке који намеће потребу за применом неког типа утишавања струјања иза радног дела.



Слика 2-7. Аеротунел отвореног типа са прекидним дејством са резервоаром високог притиска на улазу

Предност аеротунела са прекидним дејством су нижи трошкови изградње и рада у односу на аеротунеле са непрекидним дејством, што омогућава да се користе за експерименте на великим брзинама. Недостатак је ограничено трајање експеримената, као и виши ниво буке током рада.

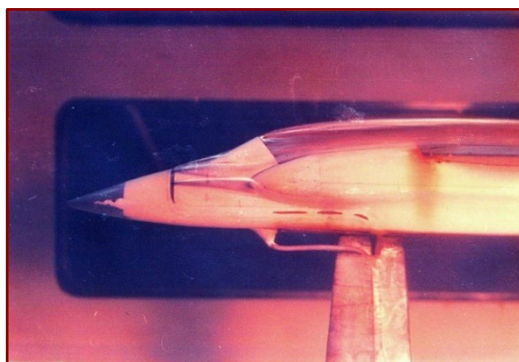
2.2.3 Класификација према радном флуиду

Аеротунели се класификују и према типу флуида који се користи за струјање у инсталацији. Највећи број аеротунела као радни флуид користи ваздух. У аеротунелима малих брзина у којима је ваздух радни флуид најчешће се испитују модели авиона (Слика 2-8), док у аеротунелима великих брзина преовлађују модели ракета и пројектила.



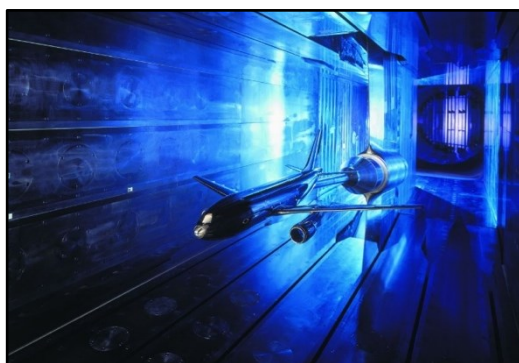
Слика 2-8. Модел авиона у субсоничном аеротунелу VTI T-35 (Београд, Србија)

Међутим, за визуализацију ударних таласа око модела летелица које се крећу великим брзинама или за испитивање струјања око бродова или подморница, вода може да се користи као радни флуид (Слика 2-9).



Слика 2-9. Модел авиона у воденом аеротунелу VTI T-33 (Београд, Србија)

У неким хиперсоничним аеротунелима се као радни флуид користе азот или хелијум. Азот се такође користи у криогеним аеротунелима (Слика 2-10) за испитивање трансоничног струјања са великим Рејнолдсовим бројем.



Слика 2-10. Модел авиона у криогеном аеротунелу ETW (Келн, Немачка)
(Фотографија: ESWIRP)

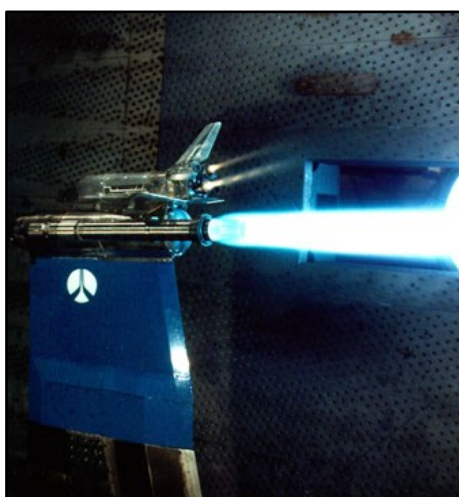
Неколико аеротунела широм света се користи за испитивање формирања леда на деловима авиона (Слика 2-11). У овим аеротунелима се користе уређаји који хладе ваздух, као и уређаји за распршивање воде који омогућавају појаву водених капљица у радном делу аеротунела.



Слика 2-11. Модел авиона у аеротунелу NASA Glenn IRT (Охајо, САД)
(Фотографија: NASA)

2.2.4 Класификација према намени

Аеротунели се често класификују према специјалној намени за коју су пројектовани и изграђени. Тако пропулзиони аеротунели морају да испуњавају посебне захтеве у смислу контаминације и високих температура које генеришу млазни или ракетни мотори (Слика 2-12).



Слика 2-12. Модел спејс шатла у пропулзионом аеротунелу AEDC PWT (Тенеси, САД)
(Фотографија: AEDC)

Аеротунели за визуализацију струјања или "димни" аеротунели морају да онемогуће контаминацију средствима која се користе за визуализацију. За симулацију температурних ефеката хиперсоничног струјања морају да се користе аеротунели посебно прилагођени високим температурама.

2.3 Аеротунели великих брзина

У претходном одељку су представљени неки од уобичајених начина класификације аеротунела. Аеротунелима великих брзина, у општем случају, могу да се сматрају инсталације у чијем радном делу се достижу брзине веће од брзине звука. У складу са одељком 2.2.1, у овој категорији би могли да се нађу трансонични, суперсонични и хиперсонични аеротунели. Међутим, како је циљ овог истраживања првенствено бављење ефектима динамике компресибилног струјања на управљање струјањем, разматрање аеротунела великих брзина ограничено је на суперсоничне аеротунеле, пошто је у трансоничном струјању једнако важан ефекат граничног слоја на зидовима аеротунела, а у хиперсоничном струјању ефекат хемијских особина гаса.

Снага потребна за постизање суперсоничног струјања у аеротунелима са непрекидним дејством је енормна, реда величине 50 MW по квадратном метру попречног пресека радног дела [4]. Из тог разлога већина суперсоничних аеротунела, нарочито оних за испитивање модела у великој размери, спада у класу аеротунела са прекидним дејством, у којима се користи енергија ускладиштена у резервоару високог притиска. Пошто рад суперсоничних аеротунела са непрекидним дејством није економски оправдан, а често није ни изводљив, суперсонични аеротунели са прекидним дејством се овде сматрају репрезентативним за аеротунеле великих брзина. Аеротунели у којима се разлика притисака успоставља између атмосфере и вакуумског резервоара су такође искључени из разматрања, због веома ограничених могућности у погледу Рејнолдсовог броја, тако да је репрезентативни аеротунел прекидног дејства у даљем тексту представља аеротунел код кога се разлика притиска успоставља између резервоара високог притиска и резервоара ниског притиска, односно између резервоара високог притиска и

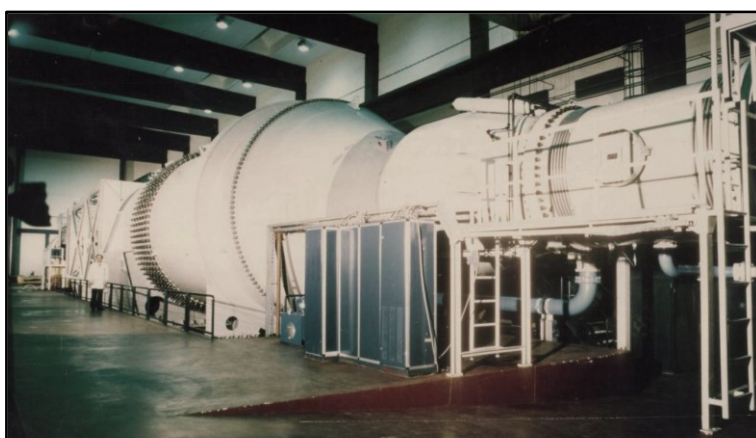
атмосфере. На бази тога је усвојена следећа дефиниција аеротунела великих брзина, на којој ће бити засновано даље истраживање у оквиру овог рада:

АЕРОТУНЕЛ ВЕЛИКИХ БРЗИНА је систем за управљање струјањем, у коме се суперсонично струјање са жељеним Маховим и Рејнолдсовим бројем постиже на основу разлике притисака између резервоара високог притиска на једном крају, и резервоара ниског притиска или атмосфере на другом крају.

Као представник аеротунела великих брзина из горње дефиниције биће разматран аеротунел VTI T-38 (Војнотехнички институт, Београд) за испитивање модела у великој размери, који у истраживању у оквиру ове дисертације представља експерименталну инсталацију. VTI T-38 је вероватно најрепрезентативнија инсталација овог типа, као аеротунел прекидног дејства са највећим Рејнолдсовим бројем на свету [14]. Кратак опис радних карактеристика аеротунела VTI T-38 је дат у следећем одељку.

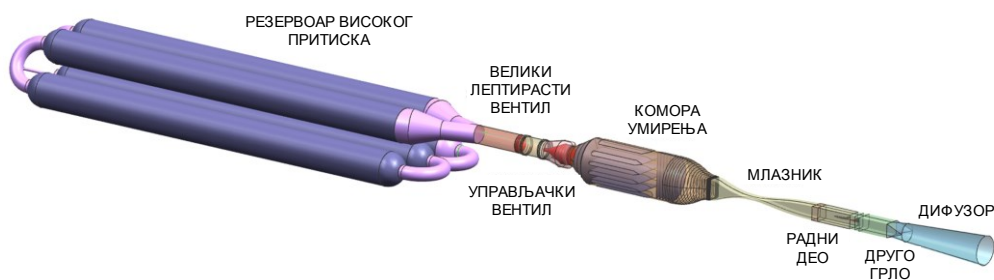
2.3.1 Аеротунел VTI T-38

Аеротунел VTI T-38 (Слика 2-13) је аеротунел прекидног дејства са радним делом попречног пресека $1.5 \text{ m} \times 1.5 \text{ m}$, у коме је могуће постизање субсоничног, трансоничног и суперсоничног струјања. Опсег Маховог броја је од 0.2 до 4.0, а максимални Рејнолдсов број је 100 милиона по метру [15].



Слика 2-13. Аеротунел VTI T-38 Војнотехничког института у Београду

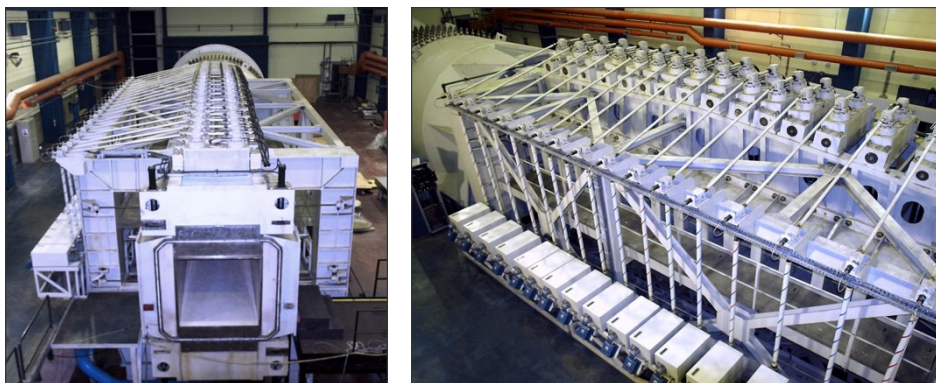
Струјање се успоставља пражњењем резервоара запремине 2600 m^3 и максималног притиска 2 MPa , кроз инсталацију у атмосферу (Слика 2-14). Опсег притиска у комори умирења, односно зауставног притиска или притиска струјања, је од 0.12 MPa до 1.5 MPa , зависно од Маховог броја. Време трајања експеримента је од 6 s до 60 s , зависно од комбинације Маховог броја и притиска струјања.



Слика 2-14. Главне компоненте аеротунела VTI T-38

Основни захтев током експеримента је да се одржавају жељене вредности Маховог броја и притиска струјања, а то се првенствено постиже радом две компоненте аеротунела – млазника и управљачког вентила, респективно.

У суперсоничном опсегу, којим се бави ово истраживање, жељени Махов број се постиже претходним постављањем одговарајућег профила млазника променљиве геометрије. Млазник је дводимензионални, са горњом и доњом савитљивом челичном плочом, димензија $11.0 \text{ m} \times 1.5 \text{ m}$, које се крећу између две фиксне бочне плоче. Савитљиве плоче се ослањају на спољну фиксну структуру млазника на 19 станица дуж осе аеротунела (Слика 2-15).

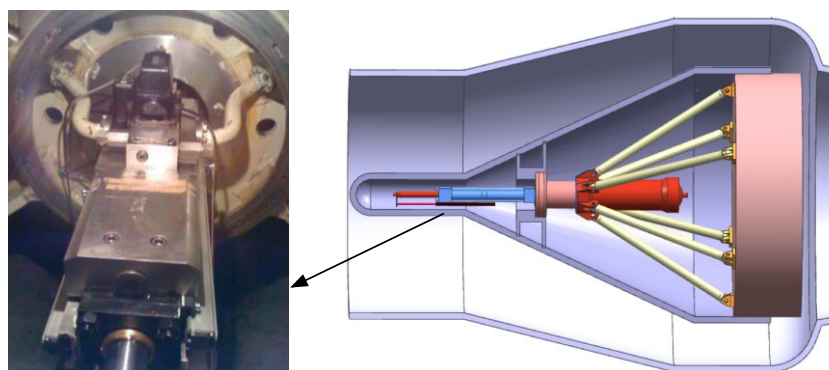


Слика 2-15. Спољна структура млазника у аеротунелу VTI T-38

Савитљиве плоче покреће заједнички хидраулични систем са 38 хидрауличних цилиндара, од којих је 19 везано за горњу, а 19 за доњу плочу. Рад хидрауличног система прати се сензорима притиска и температуре. Закривљеност плоча се прати помоћу 144 електромеханичка сензора, по осам између сваког суседног пара станица.

За постављање геометријског профила користи се 76 навојних вретена везаних за фиксну структуру млазника, по четири на свакој станици, чији је ход различит и креће се од 0.005 m до 0.810 m. Сетове од по четири навојна вретена покреће 19 електричних мотора веће снаге (750 W) и 19 електричних мотора мање снаге (30 W). Позиција навојних вретена се прати помоћу 19 сензора позиције [16].

Жељена вредност притиска струјања се постиже и одржава радом управљачког вентила. Вентил у аеротунелу VTI T-38 није стандардни индустријски, већ је пројектован заједно са инсталацијом. У питању је прстенасти вентил са спољним и унутрашњим конусним непокретним деловима и покретним цилиндричним делом, који се креће дуж осе аеротунела, а чијим се кретањем мења површина излазног пресека вентила (Слика 2-16). Ход покретног дела вентила је 0.5 m, а максимална површина попречног пресека 1.8 m². Управљачки вентил покреће хидраулични актуатор састављен од електро-хидрауличног сервовентила и хидрауличног цилиндра. Позиција вентила се мери линеарним сензором позиције.



Слика 2-16. Управљачки вентил у аеротунелу VTI T-38

Притисак струјања се постиже и мери на излазу из коморе умирења, где се у аеротунелској пракси услови сматрају зауставним. Комора умирења је

кружног попречног пресека, пречника 5.0 m. Она садржи елементе за кондиционирање струјања, попут усмеривача, саћа и мрежа. Ови елементи, респективно, усмеравају струјање после изласка из вентила, и смањују попречне и уздужне флукуације брзине.

Репни држач модела у радном делу аеротунела омогућава кретање модела у равни пропињања, са опсегом углова $\pm 21^\circ$, и у равни ваљања, са опсегом углова од 0° до 360° .

Суперсонично струјање се успорава до субсоничног пре изласка у атмосферу, комбинацијом другог грла и дифузора.

Поред поменутих главних компоненти, у сваком експерименту се користи и низ компоненти које посредно учествују у управљању струјањем, са задатком да омогуће безбедан и ефикасан рад комплексне инсталације високог притиска, какав је аеротунел VTI T-38. Како је истраживање посвећено аеротунелима великих брзина у општем случају, детаљан опис појединачне инсталације не би имао смисла. Међутим, о сложености управљања струјањем можда најбоље говори податак да се у типичном експерименту у аеротунелу VTI T-38 користи око 900 управљачких улаза/излаза [17].

2.4 Аеротунели и концепт лабораторије 21. века

Као што је поменуто у уводном поглављу дисертације, "лабораторија 21. века" је нови концепт обављања истраживања у будућности, који би требало да представља одговор на значајне технолошке промене у производима, организацији и друштву [18]. Идеја која је у основи овог концепта је подстицање размишљања о импликацијама убрзаног технолошког развоја и његовом утицају на истраживања у будућности, као и о инвестицијама и променама које би требало да се покрену данас у оквиру припрема за неизбежне промене до којих ће доћи у наредних неколико деценија. Једно од питања фундаменталних за развој лабораторије 21. века, које је релевантно за истраживања у области експерименталне аеродинамике и будућност аеротунела као основног алата на који се ослањају истраживачи у овој

области, је да ли ћемо и када доћи до тачке у којој ћемо физикалност појава познавати довољно добро да нам више неће бити потребни експерименти.

Већина светских аеротунела изграђена је пре неколико деценија. Слична ситуација је и у аеродинамичкој лабораторији Војнотехничког института у Београду, у оквиру које је најновији аеротунел почео са радом пре неких 30 година [19]. У већини ових инсталација су током радног века увођена извесна технолошка унапређења праћена новим експерименталним техникама, што је омогућавало да се аеротунели увек прилагоде актуелним потребама. Током претходне деценије је дошло до извесног смањења потреба за аеротунелским експериментима, али то смањење није било ни близу онога што је предвиђано имајући у виду експанзију нумеричких алата почетком 21. века. Како показују анализе, смањење ангажовања аеротунела је првенствено било резултат привременог застоја у развоју нових решења и зрелости аналитичких алата који се користе за пројектовање авиона у одређеним сегментима анvelope лета, док је утицај нумеричких алата и компјутерских симулација био конзистентан са осталим истраживачким областима и не нарочито наглашен. Оцене из студија утицаја нумеричких алата на потребе за аеротунелским експериментима које су до сада обављене [20] [21] [22] су у складу са мишљењем индустрије и академске заједнице да ће већина аеротунелских капацитета бити потребна током 21. века, на различитим нивоима употребе, за суочавање са новим изазовима у области аеродинамичког пројектовања.

Крајем прве деценије 21. века, после периода смањења, заправо је примећен тренд поновног раста ангажовања аеротунела. Резултат тог тренда је и чињеница да се у овом тренутку у више земаља широм света планира или је у току изградња нових аеротунела за испитивање модела у великој размери.

Међутим, како би се постојећи аеротунели даље развијали, а нове инсталације биле пројектоване у складу са концептом лабораторије 21. века, потребно је суочити се са неким новим изазовима, поред оних које већ доносе традиционално високи захтеви војне и ваздухопловне индустрије. Овде ће бити истакнута три релативно нова тренда, која су у истраживању идентификована као главни мотивациони фактори за побољшање тачности и ефикасности експеримената у аеротунелима.

1) *Велика улагања у комерцијални суперсонични путнички ваздушни транспорт и развој суперсоничног путничког авиона.*

Крајем прошлог века је покренуто неколико вишедисциплинарних истраживања у области фундаменталне аеродинамике, материјала, структуре, пропулзије, акустике и управљачких система са циљем дефинисања концептуалног решења за суперсонични путнички авион, који би испуњавао амбициозне циљеве постављене за буку, емисију и ефикасност [23]. Предвиђа се да би прототип који би испуњавао све поменуте циљеве могао да буде реализован током 2030-тих. Експерименти у аеротунелима имају и имаће важну улогу у испитивању нових решења неопходних у области аеродинамике [24], пропулзије и акустике [25], и њиховој квалификацији за испитивања у лету.



Слика 2-17. Модел суперсоничног путничког авиона X-Plane (Lockheed Martin) у суперсоничном аеротунелу, NASA GRC (Охајо, САД) (Фотографија: NASA)

2) *Укључивање нових земаља и приватног сектора у космичку индустрију и комерцијализација космичких транспортних система, праћени планирањем истраживачке мисије на Марс са људском посадом.*

Поред земаља које су већ деценијама лидери у космичкој индустрији, као што су Русија, САД, Јапан и европске земље, последњих година се са веома сложеним пројектима укључују нове земље, попут Кине и Индије. Комерцијализација космичких транспортних система и учешће приватног сектора подстакли су нове идеје, убрзали развој и омогућили

да вишедеценијска размишљања о упућивању мисије са људском посадом на Марс буду стављена у реални оквир [26]. До данас је неколико роботских система успешно спуштено на површину Марса [27]. За улазак у атмосферу веома мале густине и спуштање коришћено је аеродинамичко успоравање, које је подразумевало отварање падобрана на суперсоничним брзинама. Као компромис између ризика и трошкова, за квалификацију суперсоничних падобрана за атмосферу мале густине коришћени су експерименти у аеротунелима малих брзина [28]. У тренутно актуелним плановима за слање људске истраживачке мисије на Марс са веома амбициозним временским роковима, поред аеродинамичких и термодинамичких карактеристика капсула за људску посаду [29] и технологија за спуштање на Марс [30], један од највећих изазова представљаће постизање поуздане вишекратне употребе ракетних носача [31], која се сматра предусловом за остваривање међупланетарног транспорта [32]. У деценијама које следе ће у овим истраживањима важну улогу имати аеротунели различитих опсега брзине, од субсоничних и трансоничних, па до суперсоничних и хиперсоничних.

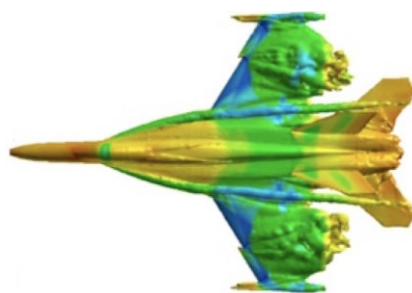


Слика 2-18. Модел (1:33) ракетног носача SpaceX Falcon 9 у аеротунелу (Фотографија: SpaceX)

3) *Развој нумеричке анализе и компјутерских симулација.*

Нумеричка анализа и компјутерске симулације струјања су значајно напредовали током претходних неколико деценија, а убрзани развој се очекује и у наредном периоду. Нумерички алати који се користе за

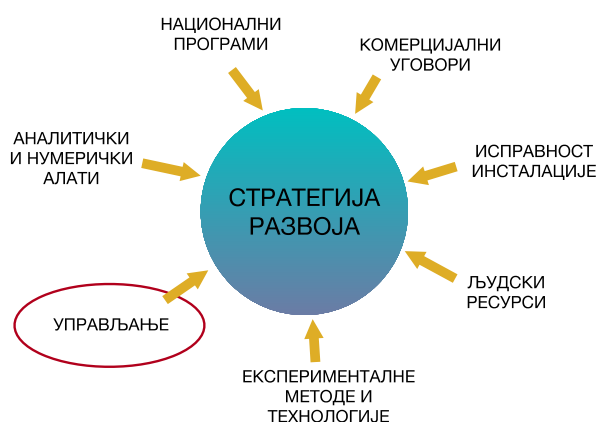
одређене режиме лета и услове струјања морају да буду верификовани у аеротунелима пре него што би потенцијално могли да се користе уместо експеримената. Очекује се да ће експериментална верификација нумеричких алата доприносити интензивнијем ангажовању аеротунела у наредних 40 година [22], под условом да компјутерски хардвер настави да се развија у складу са Муровим законом [33], који описује дугорочни историјски тренд двоструког повећања броја транзистора у интегрисаном колу на свака 24 месеца. Док су за једноставне случајеве струјања нумерички алати брзо и ефикасно решење, за комплексније случајеве струјања је потребан изузетно брз компјутерски хардвер да би нумерички прорачуни били практично изводљиви у неком реалном временском оквиру. Слика 2-19 даје пример сложеног прорачуна нестационарног струјања који није дао одговор на питање зашто долази до наглог пада узгона, док су експерименти у аеротунелу показали које су конфигурације склоне овој појави, а које нису. За овај тип прорачуна је утрошено много часова на најбржим компјутерима, што га чини непрактичним за примену, а ситуација се вероватно неће битно променити у деценијама које следе.



Слика 2-19. Илустрација прорачуна нестационарног струјања ради анализе наглог пада узгона на авиону McDonnell Douglas F/A-18 Hornet [21]

Имајући у виду претходна три релативно нова тренда, као и стандардно амбициозне захтеве војне, ваздухопловне, аутомобилске и осталих грана индустрије, могуће је дати више смерница за испуњавање захтева које доноси будућност. Ове смернице могу да се класификују у неколико области,

дефинисаних на основу фактора који су идентификовани као кључни за стратегију развоја аеротунела у будућности (Слика 2-20).



Слика 2-20. Кључни фактори стратегије развоја аеротунела

Као допринос стратегији развоја аеротунела у складу са концептом лабораторије 21. века, овде представљено истраживање се бави облашћу управљања, а посвећено је развоју систематске методологије управљања струјањем у аеротунелима великих брзина.

2.5 Закључак

Сврха овог поглавља је сагледавање аеротунела из перспективе прошлости, садашњости и будућности. Укратко је изложен основни принцип рада (одељак 2.1), ради увида у физичке основе рада аеротунела. Представљањем неколико начина класификације (одељак 2.2) приказана је разноврсност инжењерских решења, упркос томе што се заснивају на истим физичким принципима. Предложена је дефиниција у оквиру које се аеротунели разматрају као системи за управљања струјањем, а у одељку 2.3 је дефиниција сужена на аеротунеле великих брзина. У одељку 2.4 је предложена стратегија развоја аеротунела, уз разматрање постојећих и нових трендова, као и улоге које би овде представљено истраживање могло да има у будућем развоју аеротунела великих брзина у складу са концептом лабораторије 21. века.

3 СТАЊЕ У ОБЛАСТИ УПРАВЉАЊА СТРУЈАЊЕМ У АЕРОТУНЕЛИМА ВЕЛИКИХ БРЗИНА

“Неуспех увек мора да буде опција. Ако нема неуспеха, нема ни иновација.”

Elon Musk

Управљање струјањем је област у којој је у претходних 20 година дошло до велике експанзије. Могућност управљања струјањем има широк спектар технолошких примена у свим системима који своје функционисање потпуно или делимично базирају на неком облику струјања флуида. Захваљујући бројности и разноврсности таквих система, управљање струјањем се последњих година развило у вишедисциплинарну област која обухвата теоријска, нумеричка и експериментална истраживања у области динамике флуида, пројектовања система, теорије управљања, акустике, хемије, биомедицине, физике и математике.

У области ваздухопловног инжењеринга, пројектовање цивилних и војних летелица у великој мери зависи од технологија управљања струјањем које се примењују у погонским системима као што су млазни мотори и ракете, рецимо у уводницима и издувницима млазних мотора, за управљање вектором потиска и смањење буке млаза. Системи за управљање струјањем се користе за манипулисање граничним слојем и контролу отцепљења струјања. Управљање аеродинамичким оптичким ефектима је актуелно код струјања великих брзина. Управљање струјањем у аутомобилској индустрији би могло да допринесе смањењу отпора путничких и теретних возила, а тиме и смањењу потрошње горива и негативног утицаја загађења на животну средину. Управљање струјањем у турбо машинама је неопходно да би се повећала ефикасност уз смањење утицаја на животну средину. Ефикасан и

стабилан проток флуида кроз компресор подразумева пажљиво управљање струјањем. Смањење буке турбо машина се постиже утицајем на међусобно дејство вртлога, ротора и статора. У области алтернативних извора енергије, управљање струјањем преко лопатица ветротурбина повећава ефикасност ових система. Напредак система базираних на биомиметици могао би да буде остварен захваљујући новим идејама за управљање нестационарним струјањем. У области биомедицинског инжењеринга, смањење отпора у артеријама утицајем на особине струјања крви могло би да смањи број срчаних или можданих удара. Управљање струјањем у области хемијског инжењеринга би могло да допринесе одвијању ефикасних и контролисаних хемијских реакција и развоју хемијских реактора базираних на новим технологијама.

Овде су наведене само неке од многобројних примена управљања струјањем, са намером да се демонстрира вишедисциплинарна природа ове области истраживања. Заједничко за све дисциплине у области управљања струјањем је неопходност синергије метода из две широке истраживачке области – механике флуида и теорије управљања. Мада се ове области независно развијају већ дуги низ година, озбиљнији напори да се методе теорије управљања примене у области механике флуида су се појавили релативно скоро. Њихово комбиновање може да пружи бољи физички увид у струјање флуида са једне стране, а са друге стране да доведе до нових приступа у управљању динамичким системима базираним на струјању флуида, који би могли да буду применљиви и на друге физичке системе.

Аеротунели су системи чију суштину представља управо обједињавање механике флуида и теорије управљања. У овом истраживању су са јасном намером дефинисани као системи за управљање струјањем, имајући у виду да се у аеротунелима користи низ пасивних [34] [35] [36] и активних метода [37] [38][39] управљања струјањем, применљивих или већ примењених и у другим системима базираним на струјању флуида.

Аеротунели великих брзина представљају класу система за управљање струјањем базираних на струјању компресибилног флуида. Комплексност једначина које описују основне законе струјања компресибилног флуида је

један од важних разлога због којих управљање струјањем у аеротунелима великих брзина представља изазов. Са друге стране, све већи захтеви који се последњих година постављају у смислу тачности аеротунелских експеримената учинили су област управљања струјањем у аеротунелима великих брзина веома актуелном за даља истраживања.

Према дефиницији аеротунела уведеној у одељку 2.1, у основи рада аеротунела је постизање жељеног Маховог броја и Рејнолдсовог броја струјања. Управљање струјањем у аеротунелима у најширем смислу подразумева примену пасивних и активних метода управљања у циљу постизања жељених вредности поменуто два параметра сличности. Како се ова дисертација бави аеротунелима великих брзина у складу са дефиницијом из одељка 2.3, у даљем току овог поглавља ће бити дат преглед истраживања посвећених управљању струјањем у овим инсталацијама.

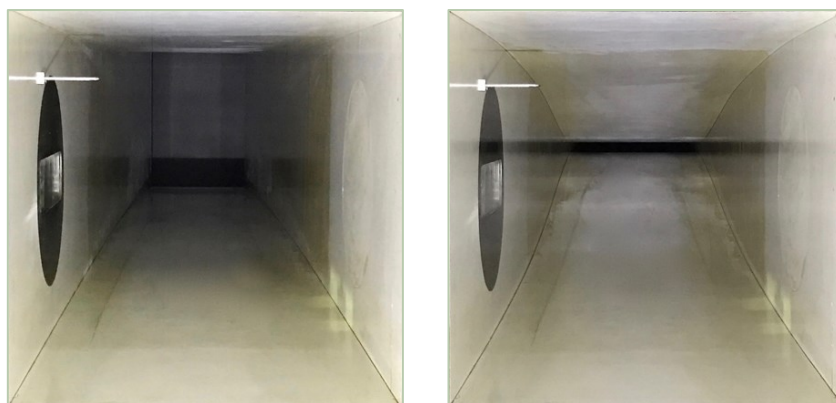
Одељак 3.1 је посвећен принципу управљања Маховим бројем у аеротунелима великих брзина, уз кратак осврт на методе прорачуна геометријског профила млазника. У одељку 3.2 су представљени принципи управљања Рејнолдсовим бројем у аеротунелима великих брзина, заједно са детаљним прегледом истраживања у овој области током претходне три деценије. Одељак 3.3 се бави разлозима за промену парадигме управљања у аеротунелима као системима за управљање струјањем, као и потенцијалним решењима која могу да доведу до систематског приступа у овој области.

3.1 Управљање Маховим бројем

Један од главних захтева у аеротунелима је постизање жељеног Маховог броја у радном делу и струјања паралелног оси аеротунела, са униформном расподелом Маховог броја. Остваривање ових услова у аеротунелима великих брзина првенствено зависи од геометријског профила млазника.

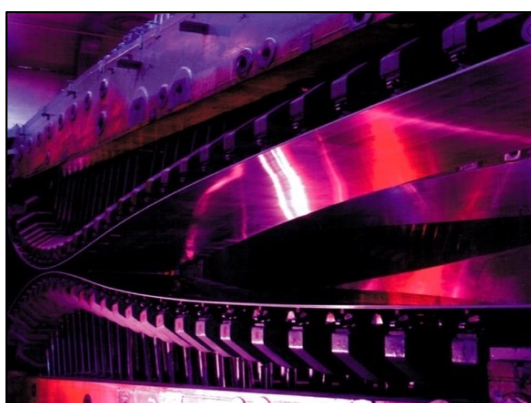
Како се аеротунели пројектују за одређени опсег Маховог броја, млазник мора да буде променљиве геометрије. Кроз историју аеротунела је коришћено неколико решења за млазнике променљиве геометрије, попут изменљивих блокова млазника или млазника са клизним блоковима [40], који се и данас

често користе у аеротунелима за испитивање модела у малој размери, док су се као скоро универзално решење у аеротунелима за испитивање модела у великој размери наметнули млазници са савитљивим плочама [41], који омогућавају постизање Маховог броја у континуалном опсегу. Млазници овог типа (Слика 3-1) су дводимензионални, са две савитљиве плоче које се крећу између два паралелна зида како би се постигао профил потребан за жељени Махов број [42]. У неким инсталацијама се користе осносиметрични млазници, али код њих је неуниформност расподеле Маховог броја у оси радног дела значајно већа него код дводимензионалних млазника [43].



Слика 3-1. Геометријски профил млазника са савитљивим плочама за Махов број 1.0 (лево) и 4.0 (десно) у аеротунелу VTI T-38 (Београд, Србија)

Зависно од аеротунела, савитљиве плоче млазника се ослањају на структуру млазника у одређеном броју тачака (Слика 3-2).



Слика 3-2. Млазник са савитљивим плочама са уклоњеним бочним зидом у аеротунелу Lockheed Martin HSWT (Далас, САД)
(Фотографија: Lockheed Martin)

Већи број тачака омогућава постизање веће сличности са израчунатим геометријским профилем, уз истовремено повећање броја сензора и актуатора, а тиме и комплексности. Рецимо, савитљиве плоче млазника у аеротунелу VTI T-38 (Београд, Србија), димензија $1.5 \text{ m} \times 11 \text{ m}$ (Слика 3-1), се ослањају у 19 тачака, а за подешавање његовог профила се користи 76 навојних вретена, 38 хидрауличних цилиндара, 38 електричних мотора, уз повратну спрегу по позицији са 19 сензора позиције. Дозвољена грешка постављања профила млазника у свакој од тих 19 тачака је $\pm 0.01 \text{ mm}$ [16]. Плоче млазника у аеротунелу Incas $1.2 \text{ m} \times 1.2 \text{ m}$ (Букурешт, Румунија) су димензија $1.2 \text{ m} \times 10 \text{ m}$, а ослањају се у 15 тачака. Дозвољена грешка нагиба постигнутог профила у односу на жељени је $\pm 0.05^\circ$ [44]. Млазници сличне комплексности као у претходна два случаја налазе се у великом броју аеротунела великих брзина, на пример IAR $1.5 \text{ m} \times 1.5 \text{ m}$ (Отава, Канада) [45], HSWT $1.2 \text{ m} \times 1.2 \text{ m}$ (Далас, САД) [46], NAL $1.2 \text{ m} \times 1.2 \text{ m}$ (Бангалор, Индија) [47], и другим инсталацијама широм света [48]. Заједничко за сва поменута решења је велика механичка комплексност, уз коју иде сразмерно велики број сензора и актуатора, као и захтев за великом тачношћу позиционирања.

Литература о пројектовању млазника за аеротунеле великих брзина углавном датира из периода од пре неколико деценија. Слична ситуација је и са методом аеродинамичког прорачуна геометријског профила млазника. Већ деценијама се у ту сврху користи метода карактеристика [49] [50], у комбинацији са корекцијама услед структурних ограничења [51] и граничног слоја [52] [53]. Скорашња експанзија нумеричких могућности довела је до извесног унапређења у примени методе карактеристика, па су се појавила новија истраживања у којима се метода карактеристика користи са измењеним полазним претпоставкама. Наиме, у ранијим прорачунима геометријског профила дводимензионалних млазника се полазило од претпоставке да је сонична линија права, а данашње могућности комплексних нумеричких симулација пружају прилику да се испита утицај облика соничне линије који су ближи реалности [49] [54]. Такође су се појавила истраживања у којима се метода карактеристика примењује на гас који није савршен ни

калорички, ни термички [55], као и на два млазника у тандем конфигурацији [56] [57] као решење у неким аеротунелима великих брзина.

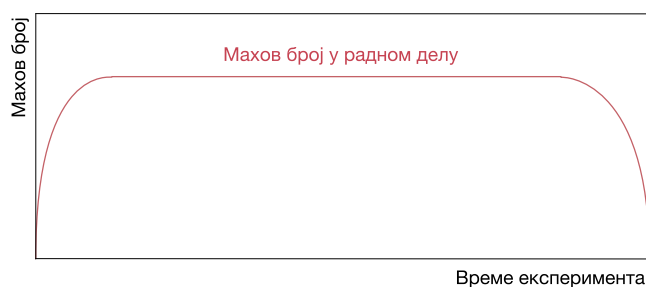
Заједничко за сва новија истраживања у овој области је да пружају допринос само у фином подешавању геометријског профила млазника добијеног применом фундаменталног аеродинамичког прорачуна базираног на поједностављеним претпоставкама. На основу резултата студије [58], обављене у оквиру овог истраживања, потврђено је да примена методе карактеристика са измењеним претпоставкама и данашњим нумеричким алатима доводи до минималних измена постојећег геометријског профила млазника у аеротунелу VTI T-38. Корекције су највећим делом биле у границама грешке позиционирања млазника, па су експерименти очекивано показали да немају приметан утицај на Махов број у радном делу аеротунела. Закључак који је изведен на основу студије је да су корекције геометријског профила имале извесну теоријску вредност, али никакав практични резултат у смислу побољшања тачности Маховог броја. Резултат студије је и закључак да би простор за даље побољшање тачности Маховог броја требало тражити у побољшању тачности, брзине и поузданости позиционирања млазника, у границама у којима то дозвољавају механичка структура и сензори позиције.

Имајући у виду комплексност прорачуна геометријског профила млазника који даје жељени Махов број у радном делу аеротунела, посебно корекција на бази дебљине граничног слоја, као и механичку комплексност и структурна ограничења млазника са савитљивим плочама, јасно је да такав приступ не дозвољава промену Маховог броја у реалном времену током експеримента. Због тога се профил млазника поставља пре експеримента, па се управљање Маховим бројем у аеротунелима великих брзина убраја у пасивне методе управљања струјањем.

У неким аеротунелским инсталацијама за моделе у малој размери користи се крајње једноставна конструкција млазника са ослањањем савитљивих плоча у једној тачки. Пример таквог аеротунела је NAL 0.6 m × 0.6 m (Бангалор, Индија) [47], где је било покушаја да се постигна континуална промена суперсоничног Маховог броја током експеримента постепеном променом профила млазника. Идеја је била да се смање прелазна оптерећења током

успостављања струјања у аеротунелу тако што ће експерименти да крећу са мањег Маховог броја. Међутим, резултати који су добијени нису били охрабрујући. За одржавање струјања са неким Маховим бројем у аеротунелу неопходно је да се достигне бар минимални притисак струјања потребан за тај Махов број. Минимални притисак струјања се повећава са повећањем Маховог броја, односно смањењем површине грла млазника. Другим речима, масени проток који долази у комору умирења се повећава, док се масени проток који излази из коморе смањује. Резултат је био сувише велики раст притиска у комори умирења, који се скоро изједначавао са притиском у резервоару, уз значајно веће динамичко оптерећење модела у радном делу [59]. Мада овај покушај паралелног управљања Маховим бројем и притиском струјања није био успешан, идеја је занимљива и заслужује пажњу и у будућности. Међутим, како овај начин управљања није изводљив у највећем броју аеротунела великих брзина прекидног дејства због комплекснијих решења за млазнике, овде ће управљање Маховим бројем бити разматрано као пасивна метода управљања струјањем.

Слика 3-3 приказује карактер промене Маховог броја у радном делу аеротунела током типичног експеримента у аеротунелу великих брзина.



Слика 3-3. Карактер промене Маховог броја у радном делу током експеримента

За дати геометријски профил млазника, у радном делу се успоставља Махов број струјања који одговара површини грла млазника. Предуслов да се то постигне је да однос притиска у комори умирења и притиска у радном делу буде такав да се у млазнику постигне критично струјање. Како се са повећањем Маховог броја повећава динамички притисак, јасно је да је за успостављање суперсоничног струјања са већим Маховим бројем потребан

већи притисак у комори умирења. Одржавањем константног притиска у комори умирења током експеримента постиже се константан масени проток кроз млазник, а тиме и константни услови струјања у радном делу.

Дакле, за постизање жељеног Маховог броја у радном делу потребно је да буду испуњена два услова. Први је да однос површине пресека грла млазника и површине пресека радног дела одговара жељеном Маховом броју, а други је да однос притиска у комори умирења и притиска у радном делу буде довољан за успостављање критичног струјања. Другим речима, за дати геометријски профил млазника, Махов број струјања у радном делу је исти за читав опсег притиска у комори умирења. Доња граница овог опсега је притисак довољан за успостављање критичног струјања кроз млазник. Горња граница опсега је одређена структурним ограничењима аеротунела.

Закључак претходне анализе је да се тачност управљања Маховим бројем у аеротунелима великих брзина може побољшати првенствено већом тачношћу позиционирања млазника. Тек када се то постигне, има смисла бавити се финим корекцијама геометријског профила млазника. На бази овог закључка, у даљем току дисертације већа пажња ће бити посвећена активним методама управљања струјањем и сложеној међусобној вези динамике управљачких елемената и динамике компресибилног флуида.

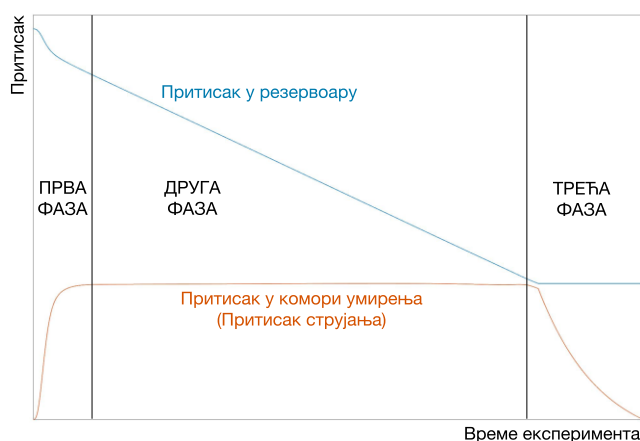
3.2 Управљање Рејнолдсовим бројем

У аеротунелима великих брзина у којима се најчешће испитују модели аеродинамичких објеката израђени у некој размери, Рејнолдсов број струјања који је близак ономе у реалним условима постиже се повећањем густине ваздуха. Повећање густине доноси већи динамички притисак, а тиме и већи зауставни притисак струјања. У пракси аеротунелских мерења се услови струјања на излазу из коморе умирења сматрају зауставним, а зауставни притисак и температура се мере у њеном излазном пресеку. Проблем управљања Рејнолдсовим бројем се најчешће своди на управљање зауставним притиском, а могућности аеротунела у смислу Рејнолдсовог броја се најчешће изражавају на основу могућег опсега зауставног притиска. Како зауставни

притисак представља величину која је најрепрезентативнија у аеротунелима великих брзина, уобичајено је да се назива притиском струјања. Заушавна температура такође је величина која се у неким аеротунелима узима у обзир и на основу које се управља притиском струјања тако да се постигне жељени Рејнолдсов број. Међутим, у већини аеротунела се проблем промене температуре услед експанзије у резервоару током експеримента решава применом термалних регенератора. Када је термални регенератор довољно ефикасан, процес у резервоару од почетка до краја експеримента може да се сматра приближно изотермским, а утицај температуре може да се занемари. Како је ефикасност термалних регенератора у аеротунелима великих брзина у више прилика добро потврђена [60] [61] [62], отворено је за дискусију питање колико узимање у обзир промене температуре током експеримената који су веома ограниченог временског трајања доноси побољшање у смислу сличности струјног поља око модела у аеротунелу и реалног објекта.

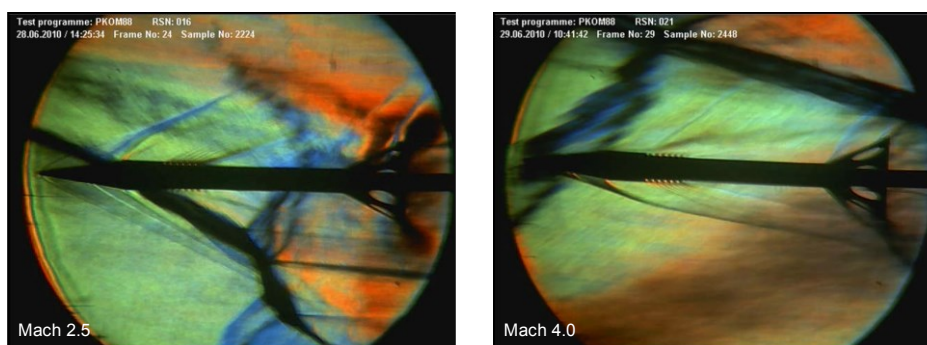
3.2.1 Проблем управљања притиском струјања

За разлику од управљања Маховим бројем, управљање притиском струјања подразумева активно управљање. У условима непрекидног смањења притиска у резервоару, одржавање сталне вредности притиска струјања захтева непрекидно дејство управљања током експеримента. Управљање струјањем током експеримента има три фазе (Слика 3-4), а свака од тих фаза доноси различите изазове.



Слика 3-4. Фазе управљања притиском струјања

У првој фази се струјање у аеротунелу успоставља, са циљем да се што брже достигне жељени притисак струјања. У овој фази систем ударних таласа пролази кроз радни део (Слика 3-5), излажући модел аеродинамичким оптерећењима која могу да буду и неколико пута већа од оптерећења очекиваних после успостављања струјања [63] [64] [65], уз могућност да буду премашене границе дефинисане степеном сигурности модела и опреме за мерење аеродинамичког оптерећења на моделу.



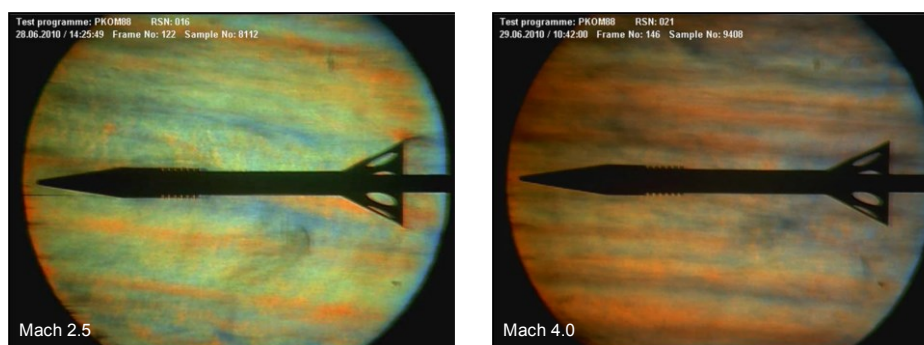
Слика 3-5. Визуализација успостављања суперсоничног струјања применом методе Schlieren у аеротунелу VTI T-38 (Београд, Србија)

За дати Махов број, аеродинамичко оптерећење модела је пропорционално притиску струјања у тренутку успостављања суперсоничног струјања [66], што може да представља проблем у аеротунелима у којима се суперсонично струјање успоставља на великим притисцима, као што је случај у аеротунелу VTI T-38 [67]. Прва фаза експеримента тако представља компромис између две супротне тежње. Прва тежња је да се смањи аеродинамичко оптерећење модела, што значи да не би требало да буде значајнијих премашења притиска струјања у односу на жељену вредност. Друга тежња је да се жељени притисак струјања постигне у што краћем временском периоду, како би ограничено време трајања експеримента могло да се употреби за мерење на моделу и како би потрошња ваздуха у резервоару, а тиме и утрошак енергије, били најмањи могући за дате услове.

У другој фази, притисак струјања се одржава на жељеној вредности током трајања експеримента. Управљање притиском струјања у овој фази подразумева компензовање дејства поремећаја, а основни поремећај је пад

притиска у резервоару током експеримента. Циљ је да се постигне што мање одступање мерене од жељене вредности притиска струјања.

У трећој фази се прекида струјање у аеротунелу. Аеродинамичка оптерећења у овој фази могу да буду чак и већа него приликом успостављања струјања. Слика 3-6 квалитативно приказује промене градијента притиска добијене применом оптичке методе Schlieren приликом заустављања суперсоничног струјања у аеротунелу VTI T-38.



Слика 3-6. Визуализација заустављања суперсоничног струјања применом методе Schlieren у аеротунелу VTI T-38 (Београд, Србија)

Без обзира на фазу експеримента, управљање притиском струјања подразумева управљање процесом који је изразито нелинеаран и и у оквиру кога се на комплексан начин комбинују динамика управљачког вентила и динамика компресибилног струјања.

3.2.2 Методе управљања притиском струјања

Методе управљања притиском струјања које се примењују у аеротунелима великих брзина, слично као методе управљања у општем случају, могу да се поделе на две широке класе:

- методе базиране на моделу процеса, и
- хеуристичке методе.

Према очекивањима, прва класа метода доминира у односу на другу. Обзиром на нелинеарност процеса струјања у аеротунелима, потпуно хеуристичко подешавање параметара управљачких система са повратном

спрегом би било веома компликовано. Модел аеротунела је неопходан, пошто параметри управљања који се хеуристички оцене и подесе за једну радну тачку не могу да гарантују стабилност у читавом радном опсегу аеротунела. Поред тога, оцењивање и подешавање параметара не би требало да се обавља директно на инсталацији, са једне стране због великих трошкова аеротунелских експеримената, а са друге стране због оштећења која би могла да настану као резултат потенцијалне нестабилности управљачког система.

Развој модела аеротунела базираних на физичким принципима омогућава боље сагледавање ових инсталација као система за управљање струјањем, боље разумевање одзива на промене жељених услова, и на бази тога лакше идентификовање оптималне методе управљања.

3.2.2.1 Методе базиране на моделу процеса

Методе управљања притиском струјања базиране на моделу процеса подразумевају развој модела аеротунела великих брзина, анализу и синтезу управљања на основу тог модела, имплементацију управљачког система аеротунела и, по потреби, фино подешавање управљачких параметара у аеротунелским експериментима. Сваки од ових корака носи са собом одређене проблеме, типичне или нетипичне, а истраживачи се са тим проблемима суочавају на различите начине.

У моделовању аеротунела великих брзина присутан је низ тешкоћа. Нелинеарна динамика компресибилног струјања, несигурност у оцењивању карактеристика струјања кроз управљачке елементе, непредвидиво понашање реалног гаса, дистрибуиране карактеристике струјања у резервоару и комори умирења, динамика сензора и актуатора, и различите временске константе процеса струјања и процеса у управљачким елементима су само неке од њих. Услед тих тешкоћа, резултат моделовања аеротунела великих брзина су углавном били доста поједностављени математички модели, понекад базирани на доста грубим претпоставкама.

Једно од првих истраживања које се на структуриран начин бавило управљањем притиском струјања у аеротунелима великих брзина прекидног

дејства обављено је крајем 1980-тих [68]. Аутори су развили математички модел суперсоничног аеротунела, са полазном претпоставком да су сви термодинамички процеси изентропски, а основни закони одржања масе и енергије су примењени на две контролне запремине: резервоар и комору умирења. У моделу није разматрана могућност подкритичног и критичног струјања кроз управљачки вентил, није узета у обзир динамика сензора и актуатора, није разматран пад притиска у комори умирења, нити различите временске константе процеса струјања и процеса у управљачким елементима. Упркос наведеним поједностављењима, развијени модел је био изразито нелинеаран, а верификован је и коригован на основу карактеристика процеса у отвореној петљи. Модел је затим линеаризован око дискретних радних стања у циљу подешавања параметара пропорционално-интегралног (ПИ) управљачког система, изабраног због једноставности и робусности. Резултати добијени применом математичког модела показали су релативно добро слагање са експерименталним резултатима, а тачност управљања притиском струјања била је 1-2%. Мада је било неопходно да се управљачки параметри посебно подешавају за низ радних тачака, аутори наводе да су се они разликовали максимално 30% у читавом радном опсегу аеротунела. Ово истраживање је било важно, са једне стране због тога што је показало да једноставан линеаран управљачки алгоритам са поједностављеним моделом процеса може на задовољавајући начин да се користи за управљање комплексним нелинеарним процесом струјања, а са друге стране што је отворило пут другим истраживачима да покушају систематичније да приступају проблему управљања процесима у аеротунелима великих брзина.

У деценијама које су уследиле, захтеви за тачношћу експеримената у аеротунелима су постајали све већи, а тиме и потреба за квалитетнијим управљањем притиском струјања. Већ поменуте тешкоће у моделовању аеротунела великих брзина су обично наводиле истраживаче да применом поједностављених математичких модела развијају компликоване и робусне управљачке системе, који су у стању да превазиђу неслагање модела у каснијој практичној имплементацији у аеротунелу. Највећи број решења добијених на овај начин је био базиран на методама оптималног управљања [69] [70].

Тако је линеарно-квадратно гаусовско управљање (LQG) [71] [72] коришћено у комбинацији са основним једначинама одржања енергије и масе у аеротунелу, уз претпоставку да је струјање кроз управљачки вентил критично. За номиналне вредности притиска и температуре струјања и фиксни геометријски профил млазника, развијен је оптимални LQG управљачки систем који је довољно робусан да компензује неслагање модела са реалним процесом [73].

У циљу суочавања са непредвидивом динамиком струјања и наглом променом радних услова, у [74] је развијен хијерархијски адаптивни управљачки систем са раздвајањем међусобних интеракција процеса применом директне компензације поремећаја и са више модела управљања. Управљачки систем се састоји од неколико модела са фиксним параметрима у комбинацији са два адаптивна модела у оквиру хијерархијске структуре. Интеракције процеса се сматрају поремећајима и елиминишу се применом директне компензације, чиме се ефективно раздвајају динамике тих процеса, а оптималан модел се у сваком тренутку бира на основу функције улазних параметара процеса. Мада је ово решење потврђено у симулацијама и у експериментима у аеротунелу, приступ који је примењен је погоднији за системе са већим бројем улазних и излазних променљивих, где може да смањи комплексност управљања. Из перспективе економичности рада аеротунела, предложено решење за управљање притиском струјања вероватно није прихватљиво за ширу примену.

Робустан управљачки систем на бази проширеног Калмановог филтера (ЕКФ) је предложен и имплементиран у [75], првенствено са циљем да се постигне прилагођавање управљања широком спектру радних услова у аеротунелу. Проширени Калманов филтер [76] линеаризује модел аеротунела око тренутне оцене стања, а линеарни Калманов филтер се користи за предвиђање следеће оцене. Тежња је да се добије локално оптималан филтер, али решења добијена на овај начин нису увек стабилна. Због тога се у примени ове методе посебна пажња мора посветити техникама за побољшање перформанси филтера у смислу стабилности.

Поред претходно наведених тешкоћа у моделовању аеротунела, ограничена резерва ваздуха у резервоару и непредвидиве промене динамике процеса у аеротунелу даље компликују примену класичних метода управљања у аеротунелима прекидног дејства [77]. Упркос томе, велики је број управљачких система базираних на класичном пропорционално-интегрално-диференцијалном (ПИД) алгоритму управљања који су развијени на линеаризованим моделима аеротунела и успешно примењени у пракси.

ПИД алгоритам је најчешће примењиван и универзално прихваћен у управљању процесима у индустрији још од 1940-тих. Данас је у управљању процесима више од 95% управљачких петљи ПИД типа, а већина ових петљи заправо користи пропорционално-интегрални (ПИ) алгоритам [78]. Преглед литературе у области управљања притиском струјања потврђује овај тренд. Популарност ПИД алгоритма делом може да се припише робусним перформансама у широком спектру радних услова, а делом функционалној једноставности и интуитивности [79].

Тако је изентропски модел развијен у [68] примењен око две деценије касније, а побољшање тачности је очекивано на бази примене модернијих алата за нумеричке симулације, као и на бази развијенијих хардверских и софтверских платформи [80]. Међутим, тачност управљања притиском струјања која је остварена управљачким системом ПИ типа остала је на неких 1%. Управљачки параметри су такође зависили од жељених услова струјања и почетног стања, што је подразумевало њихово подешавање за разне комбинације. Упркос томе што није донело ништа ново у погледу модела аеротунела и методе управљања, ово истраживање је важно због доприноса у разумевању утицаја динамике управљачког вентила и динамике струјања на процесе у аеротунелу, првенствено њихове улоге у појави јаких и опасних осцилација притиска струјања које могу да се појаве као резултат лошег управљања. Осцилације притиска су плански индуковане у експериментима у аеротунелу на два начина: лоше подешеном динамиком управљачког вентила и лоше подешеним управљачким параметрима. Осцилације су се у првом случају одржавале током експеримента, без смањења амплитуде и конвергенције ка некој вредности. У другом случају су осцилације биле са

већом аплитудом, али су показивале тенденцију смањења и конвергенције ка жељеној вредности. Закључак који је изведен је да динамика вентила може да доведе до неконтролисаних осцилација притиска ако је кашњење вентила у односу на управљање велико. Са друге стране, лоше изабрани управљачки параметри могу да изазову велике осцилације притиска, али ће њихова амплитуда најчешће да се смањује и конвергира ка некој вредности.

У [61] је управљачки систем ПИ типа развијен на проширеном изентропском моделу аеротунела и имплементиран у суперсоничном аеротунелу. Модел термалног регенератора који је у аеротунелу коришћен да ограничи промену температуре услед експанзије ваздуха у резервоару током експеримента је укључен у модел аеротунела, у циљу испитивања његовог утицаја и евентуалног пројектовања ефикасније заштите од промене температуре. Симулације помоћу модела су показале да је термални регенератор више него довољан да процес у резервоару од почетка до краја експеримента може да се сматра изотермским. Као и у претходним случајевима, модел је линеаризован око дискретних радних стања у циљу подешавања параметара ПИ управљачког система.

Један од важних проблема у управљању притиском струјања у аеротунелу су велика аеродинамичка оптерећења на моделу приликом успостављања струјања [59], због чега се тежи што мањем премашењу жељеног притиска приликом успостављања струјања. У [81] је развијен математички модел струјања кроз управљачки вентил и анализиран у комбинацији са управљачким алгоритмом ПИ типа. Модел је верификован поређењем симулација са постојећим експерименталним подацима. Затим је на основу модела развијен адаптивни фази ПИ алгоритам, који је у симулацијама показивао боље перформансе у смислу мањег премашења притиска струјања. Међутим, фази ПИ алгоритам није верификован у експериментима. Фази алгоритам [82] је и раније коришћен у аеротунелима, како за развој модела аеротунела [83], тако и за управљање температурним процесима [84]. Међутим, за ефикасну примену у управљању притиском струјања у свим радним условима потребан је детаљан модел аеротунела како би управљачки систем фази типа имао добре перформансе у свим радним условима.

Закључци скоро свих истраживања, почевши од 1980-тих до данас, у којима су испитивани разни алгоритми управљања струјањем, од једноставних и линеарних до компликованих и робусних, и у којима су ти алгоритми примењивани на поједностављене моделе аеротунела, слажу се у једној ставци – да би се побољшало управљање струјањем у свим радним условима потребан је модел аеротунела великих брзина који је ближи реалности.

Занимљив приступ, предложен у [85], подразумева коришћење модела аеротунела у облику историјских података, попут података са сензора и података добијених визуализацијом струјања, применом холографске интерферометрије [86] и оптичке методе Schlieren [87]. На узорцима фотографија добијених визуализацијом струјања обављен је тренинг вештачких неуронских мрежа [88] [89], које су затим коришћене за аутоматизовање рада аеротунела и управљање струјањем.

Последњих година се поново појавила заинтересованост за моделовање аеротунела. У оквиру традиционалног приступа је циљ модела да се постигне ефикасан прелазак параметара из једног стања у друго жељено стање, док неки нови приступи подразумевају и управљање начином на који аеротунел прелази између тих стања [90]. Рецимо, у [91] је математички модел аеротунела коришћен за предвиђање одзива аеротунела, односно управљања струјањем током маневра пропињања модела у радном делу.

Недавно је објављен велики број истраживања чији су резултат модели разних процеса у аеротунелима малих брзина. Развијен је математички модел термалног понашања субсоничног аеротунела [92], и тај модел је примењен у синтези система управљања температуром [93]. Такође је развијен модел одзива разних параметара струјања на промене управљања, и тај модел је верификован у субсоничном аеротунелу [94]. Сличан модел је развијен и за трансонични аеротунел [95]. Модел субсоничног аеротунела је коришћен за тренинг вештачких неуронских мрежа [88] [89] намењених за организовање података и интуитивну манипулацију тим подацима [96].

Напори у развоју детаљнијих модела аеротунела великих брзина такође су приметни у новијој литератури. У [97] је развијен модел суперсоничног аеротунела прекидног дејства применом неуронских мрежа, који је коришћен

у синтези управљачког система базираног на ПИД алгоритму и принципима вештачке интелигенције [98]. Интелигентни управљачки систем је оптимизован применом генетских алгоритама [99] [100] на модел аеротунела, а затим и упоређен са класичним ПИД алгоритмом примењеним на исти модел аеротунела. Оптимизација интелигентног управљачког система применом генетских алгоритама дала је нешто боље резултате од оптимизације класичног ПИД управљачког система. Управљачки параметри добијени оптимизацијом су се доста разликовали за различите Махове бројеве, што значи да је тренинг интелигентног управљачког система неопходан за сваки Махов број, док утицај почетног притиска у резервоару на ове параметре није испитан. Експериментални резултати су представљени само за интелигентни управљачки систем, па није могуће да се утврди да ли комбинација више софистицираних метода, међу којима су неуронске мреже, вештачка интелигенција и генетски алгоритми, даје резултате који су довољно бољи од класичног ПИД управљачког система да би њихова шира примена у управљању притиском струјања у аеротунелима великих брзина била економски оправдана.

Нелинеаран модел суперсоничног аеротунела прекидног дејства развијен је у [101]. Модел је дефинисан за конкретну инсталацију, уз узимање у обзир динамике управљачког вентила, као и уз посебно разматрање подкритичног и критичног струјања кроз управљачки вентил. Метода вештачких неуронских мрежа је коришћена за проналажење оптималних путања кретања управљачког система у разним радним условима, и те путање су коришћене као функције фази алгоритма. За управљање притиском струјања на основу везе са температуром развијен је фази алгоритам пропорционално-диференцијалног (ПД) типа. Синтетички алгоритам у оквиру кога су комбиновани фази алгоритми и вештачке неуронске мреже примењен је у синтези управљачког система притиском струјања, са могућношћу корекције жељеног притиска струјања на основу температуре. У [102] је коришћен исти модел и исти приступ за проналажење оптималних путања управљачког вентила. Међутим, фази ПД алгоритам је коришћен за управљање температуром струјања помоћу грејача постављеног на улазу у комору

умирења. Аутори овог истраживања су развили доста детаљан математички модел аеротунела, а питање које је остало отворено је да ли тај модел довољно робусан да би се применио у синтези управљања применом неке од класичних метода. Низ софистицираних метода управљања примењених у овом истраживању у експериментима није дао импресивне резултате. Аутори се представили резултате само за један Махов број, па не може да се стекне увид у квалитет управљања у разним радним условима. Међутим, основни проблем је огромно премашење притиска струјања на почетку експеримента. Резултати експеримента које су аутори дали за Махов број 3.0 показују да је, за жељени притисак од 0.3 МРа, приликом успостављања струјања достигнут притисак од скоро 0.7 МРа, што значи да је премашење веће од 100%. Управљање притиском струјања на овај начин је недопустиво у већини аеротунела, због огромних прелазних аеродинамичких оптерећења на моделу. У претходном тексту је већ поменуто да је аеродинамичко оптерећење на моделу пропорционално зауставном притиску у тренутку успостављања суперсоничног струјања [66]. Закључак је да је метода коју предлажу аутори претходна два истраживања вероватно применљива само у конкретној инсталацији у којој је уведен описани систем управљања струјањем.

На крају овог прегледа метода базираних на моделу процеса закључак је да после првог изентропског модела аеротунела великих брзина [68] није било значајног напретка у смислу његовог побољшања. Истраживања су највећим делом ишла у смеру компензовања недостатака модела применом софистицираних метода управљања. Са друге стране, скорашња истраживања у којима су развијени детаљнији модели нису ишла у смеру развоја модела аеротунела као универзалног алата, нити су понудила систематски приступ у синтези система управљања струјањем.

3.2.2.2 Хеуристичке методе

У литератури је пронађен само један пример примене потпуно хеуристичке методе на решавање проблема управљања притиском струјања у аеротунелима великих брзина. Аутори су решење назвали претходно

програмирани управљачки систем [103], а идеја је била да се применом метода покушаја и грешака, експерименталним путем одреди идеални профил кретања управљачког вентила за разне радне услове. За сваку комбинацију жељеног Маховог броја и притиска струјања је обављано неколико експеримената, и као резултат добијених података и корективних интерполација, дефинисан је и меморисан идеални профил кретања управљачког вентила. Основна тежња је била да се постигне брзо отварање вентила и постизање жељеног притиска струјања без премашења [104]. Постигнута тачност управљања притиском струјања била је око 1%.

Мада интересантан, овај приступ се показао као непогодан из неколико разлога. Прво, да би се одредио коректан профил за одређене услове било је потребно и до осам експеримената у тим условима. Друго, Махов број и зауставни притисак нису једини параметри који утичу на профил кретања вентила. Поред осталих, значајан параметар је и почетни притисак у резервоару. Експериментално одређивање профила кретања вентила узимајући у обзир све утицајне факторе било би економски неоправдано, па чак и неизводљиво. Требало би нагласити да је ово истраживање обављено у инсталацији за испитивање модела у малој размери. Примена исте методе у аеротунелима за испитивање модела у великој размери би вероватно била неизводљива, и то не само због економских разматрања, већ и због опасности коју са собом носи потенцијална нестабилност управљачког система у великим инсталацијама. Коначно, управљање струјањем без повратне спреге није довољно робусно када се има у виду да се аеротунели пројектују за одређени опсег Маховог броја и зауставног притиска, и да је неопходан безбедан одзив система у читавом радном опсегу, са великим варијацијама параметара струјања и масеног протока.

3.3 Промена парадигме управљања у аеротунелима

Аеротунели су у овом раду дефинисани као системи за управљање струјањем са идејом да се промени парадигма која је деценијама присутна у овој области. Мада се сврха управљања струјањем у аеротунелима своди на

постизање жељених вредности два параметра сличности – Маховог броја и Рејнолдсовог броја – у основи постизања тог циља се налази веома сложен систем са великим бројем компоненти. Свака од тих компоненти је сама по себи систем управљања који би требало да има могућност независног рада, али и рада у синхронизацији са осталим компонентама. Очигледан пример је управљачки вентил, који представља систем управљања позицијом. Међутим, током експеримената у аеротунелу, управљачки вентил је систем за управљање притиском струјања на бази промене површине пресека вентила. Млазник представља сложени систем управљања позицијом, док је у експериментима систем за управљање Маховим бројем. Поред основних компоненти (Слика 2-14), сваки аеротунел има низ компоненти неопходних за безбедан рад. На основу сензора са тих компоненти, систем управљања доноси одлуке о наставку рада, а одлуке у облику излаза из система управљања мењају стање одговарајућих компоненти. Колико је функција безбедности важна у аеротунелима може да се демонстрира на примеру аеротунела VTI T-38. Компоненте овог аеротунела важне за функцију управљања имају око 200 улазних/излазних сигнала који се користе директно у управљању струјањем. Са друге стране, компоненте важне за безбедност имају око 700 улазних/излазних сигнала [17].

У истраживањима чији је преглед дат у претходним одељцима, управљање струјањем у аеротунелима се посматра кроз призму појединачних решења за управљање Маховим бројем или притиском струјања, без систематског приступа ни у смислу методе управљања, ни у смислу структуре управљачког система. Слична ситуација је приметна и у другим областима система управљања. Мада брз напредак хардвера и софтвера омогућава развој све амбициознијих нелинеарних управљачких система, одговарајуће методологије развоја су у великом заостатку. Због тога данас највећи део цене развоја управљачких система представља често недопустиво скупа интеграција система која се реализује од случаја до случаја, уз технике верификације које се скоро искључиво ослањају на детаљно тестирање више или мање потпуних варијанти комплексних система. Развијен је велики број софистицираних управљачких система интегрисаних на појединачној бази,

али разлог уског грла које се појавило није само непостојање формалне методологије, већ и чињеница да имплементирани системи нису донели суштински напредак који би оправдао трошкове њихове интеграције.

Као одговор на поменуто уско грло у развоју управљачких система појавиле су се нове истраживачке методологије, попут моделског предиктивног управљања [105] [106] и систематског хијерархијског пројектовања [107], које теже постављању аналитичке основе користећи физичке принципе процеса и њиховог узајамног дејства, а базиране су на хибридном системима и практичном скупу алата за пројектовање, интеграцију, анализу безбедности и перформанси, подешавање и функционални развој хијерархијских система.

Хибридни системи су динамички системи који испољавају дискретно и континуално динамичко понашање [108], а повезаност и међусобно дејство дискретних и континуалних појава је типична за све софтверске управљачке системе. Хибридност ових система има више извора. Прво, апстрактни протоколи на највишем нивоу хијерархијских управљачких система су дискретни, како би се комплексност система свела на разумну меру и како би у систем могле да буду укључене језичке и квалитативне информације. Конкретни управљачки закони на најнижем нивоу хијерархије система су континуални. Друго, док се појединачни управљачки сегменти са повратном спрегом међусобно повезују као модули са континуалним улазима/излазима, управљање свим сегментима подразумева перспективу базирану на стањима, где стања представљају дискретне режиме управљања. Треће, свака дигитална хардверска/софтверска имплементација управљачког система представља дискретну апроксимацију која је преко сензора и актуатора повезана са континуалним физичким окружењем. Математичко моделовање хибридних система се базира на постојећем оквиру за нелинеарне управљачке системе, али се математички апарат разликује у односу на потпуно дискретне или потпуно континуалне системе [109].

Теорија управљања се до недавно скоро искључиво бавила истраживањем парадигме централизованог управљања. У оквиру те парадигме, информације се прикупљају са сензора који прате физички процес који је најчешће дистрибуиран у простору. Прикупљене информације се комуникационом

мрежом преносе до једног центра, у коме се израчунавају потребне команде и преносе назад до актуатора посматраног физичког процеса који имплементирају команде. У инжењерској пракси, међутим, када процес постане чак и само умерено велики, парадигма централизованог управљања више не може да га подржи, и она уступа место дистрибуираном управљању [110]. Дистрибуирани управљачки систем се састоји од скупа управљачких функција, од којих свака прима неке податке и одлучује о неким акцијама. Примери дистрибуираног управљања су многобројни, а међу најзапаженијим су систем контроле лета и процеси у хемијској индустрији. Упркос томе што се у овим системима више не примењује парадигма централизованог управљања, њена теорија и алати за пројектовање и анализу се годинама успешно користе у имплементацији дистрибуираних управљачких система. Мада је овај приступ у принципу погрешан, у пракси се показао као успешан, првенствено из два разлога. Први разлог је то што се комплексност и размере физичких процеса повећавају постепено и споро. Свако ново проширење процеса се имплементира користећи исту парадигму, уз подешавања у оквиру обимних тестирања којима се постиже да нови управљачки подсистем ради у релативној хармонији са постојећим. Други разлог је то што се процеси углавном одвијају са великом резервом у односу на границе перформанси, па су толерантнији у односу на грешке у екстраполацији резултата тестирања на неиспитане ситуације и мали степен неусаглашености између подсистема. Међутим, постоје поремећаји који физичке процесе доведу до граница перформанси, када неусклађеност више не може да се толерише и долази до драстичног смањења ефикасности. У таквим ситуацијама, када један део дистрибуираног управљачког система не успе да одговори на поремећај, он се преноси на остале делове и потенцијално ескалира у потпуни отказ система.

Данашњи управљачки системи се пројектују за процесе који су изузетно комплексни или који раде доста ближе својим границама перформанси, како би се постигла већа ефикасност употребе ресурса. Парадигма централизованог управљања више није довољна за суочавање са овим изазовом, а постепени приступ из прошлости није практичан када се систем пројектује од почетка. Поред тога, ниво комуникација и прорачуна у оквиру

централне управљачке парадигме не би био ефикасан за комплексне процесе, нарочито када је важно да управљачки алгоритми буду отпорни на грешке. Оно што је потребно за суочавање са изазовом управљања комплексним процесима високих перформанси је нова парадигма дистрибуираног управљања. Она би требало да расподељује функције управљања на начин којим се избегавају сувише висок ниво комуникација и прорачуна који доноси централизовано управљање, уз истовремено смањење комплексности. Са друге стране, у дистрибуираном управљању би требало буде могућа имплементација неког управљачког центра за аспекте процеса који морају да остваре високе перформансе.

Начин суочавања са поменутих изазовима је организовање дистрибуираних управљачких функција у оквиру неке хијерархијске архитектуре која би омогућила да те функције буду релативно аутономне, тако да могу да се користе алати централизованог управљања, уз довољно координације да дистрибуиране функције буду усклађене тако да се постижу високе перформансе. У складу са овом хијерархијом је она у којој се подаци са сензора преносе са нижих на више нивое хијерархије, док се команде ка актуаторима преносе са виших на ниже нивое. Подаци и команде се на вишим нивоима обично симболички интерпретирају, што подразумева дискретно управљање, док су на нижим нивоима подаци и команде континуални, што подразумева континуалне управљачке законе. Повезивање ових нивоа има све елементе хибридног управљања. Поред тога, протоколи координације између појединачних управљачких функција су често симболички, што је још један елемент хибридног управљања. Концепт хибридних управљачких система успешно је примењен у неким изузетно важним сложеним системима, као што су систем контроле лета [111], управљачки систем летелица [112], аутономне подморнице [113] и мобилне нафтне платформе [114].

Наредна поглавља дисертације посвећена су развоју методологије која поставља аналитичку основу управљања струјањем користећи физичке принципе процеса и њиховог узајамног дејства, а базирана је на разматрању аеротунела великих брзина као хибридних система управљања струјањем.

3.4 Закључак

Преглед литературе дат у овом поглављу указао је на фундаментални проблем присутан у управљању струјањем у аеротунелима великих брзина, који је карактеристичан и за управљање струјањем у општем случају, а то је непостојање јасног аналитичког приступа и развијене методологије.

У прошлости је управљање струјањем у аеротунелима великих брзина било базирано на линеарним законима управљања и добро утврђеној методологији развоја таквих система. Међутим, централизовани системи управљања реализовани на појединачној бази у једном тренутку више нису могли да одговоре на све амбициозније захтеве у погледу тачности, разноврсности и ефикасности експеримената. Последица је био општи тренд развоја комплексних нелинеарних управљачких система на појединачној бази, уз веома велике трошкове интеграције система и обимна тестирања у циљу подешавања система пре пуштања у рад. Поред тога, у већини случајева су замене ранијих управљачких система реализоване постепено, због чега нису биле праћене променом методологије. То је један од потенцијалних разлога због којих уведене промене углавном нису донеле очекиване резултате.

У свим истраживањима поменутих у прегледу литературе, управљање струјањем је реализовано на појединачној бази, у недостатку методологије која би била универзално применљива у свим аеротунелима великих брзина. Предуслов за развој такве методологије је раздвајање динамике струјања, чији је модел универзалан у свим аеротунелима великих брзина, и динамике управљачких елемената, који се разликују од једне до друге инсталације. Развојем универзалног модела аеротунела великих брзина базираног на физичким принципима струјања и постављањем оквира за увођење елемената специфичних за поједине инсталације, било би могуће дефинисање систематске и универзално применљиве методологије управљања струјањем, која би могла битно да допринесе како побољшању тачности управљања, тако и смањењу трошкова интеграције система.

4 МОДЕЛ АЕРОТУНЕЛА ВЕЛИКИХ БРЗИНА

“У суштини, сви модели су погрешни, али неки су корисни.”

George E. P. Box [115]

У складу са дефиницијом аеротунела као система за управљање струјањем, јасно је да би сваки покушај моделовања ових система требало да буде базиран на синергији метода из две области истраживања – механике флуида и теорије управљања. Мада се ове области независно развијају већ дуги низ година, озбиљнији напори да се методе теорије управљања примене у области механике флуида су се појавили релативно скоро. Њихово комбиновање може да пружи бољи физички увид у струјање флуида са једне стране, а са друге стране да доведе до нових приступа у управљању динамичким системима базираним на струјању флуида, који би могли да буду применљиви и на друге физичке системе.

Обједињавање механике флуида и теорије управљања представља велики изазов првенствено због комплексности једначина које описују основне законе механике флуида. Међу највећим проблемима се издвајају нелинеарност, вишедимензионалност и неортогоналност. Превазилажење сваког од ових проблема појединачно је тешко, док њихова комбинација енормно увећава изазов.

У општем случају, комплексност модела представља компромис између једноставности и тачности модела. Мада су комплекснији модели обично ближи реалности, њих је тешко разумети и анализирати, уз значајни раст вероватноће појаве разних проблема, попут нумеричке нестабилности. Томас Кун је приметрио да, како наука напредује, објашњења постају све комплекснија све док не дође до промене парадигме, чији је резултат

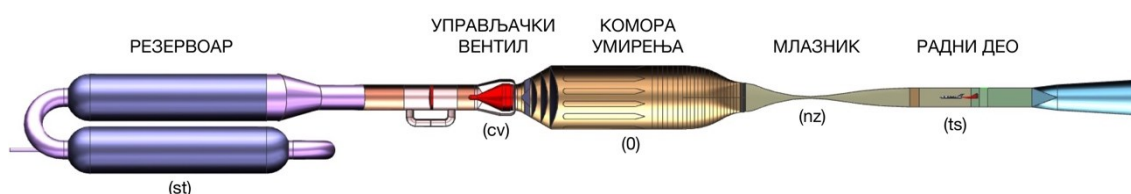
радикално поједностављено тумачење реалности [116]. Зависно од сврхе модела, инжењери прихватају мање или веће апроксимације како би добили што робуснији и једноставнији модел за планирану сврху.

Модел аеротунела великих брзина представљен у овом поглављу развијен је имајући у виду предности и недостатке постојећих модела аеротунела, примену модела, потребну тачност, робусност и једноставност.

Како би развој сваког модела би требало да буде базиран на низу јасно дефинисаних корака, овде ће бити коришћена систематска ”процедура моделовања у седам корака”, која је настала као резултат добре праксе у овој области [117]. Свих седам корака обрађено је у наредним одељцима (4.1 - 4.7). Одељак 4.1 је тако посвећен дефиницији проблема, односно процеса који се моделује. Одељак 4.2 се бави идентификацијом контролних механизма моделованог процеса. У одељку 4.3 се уводе претпоставке на којима ће бити заснован модел процеса, а на основу којих ће бити изабран тип модела. Математички модел је дефинисан у одељку 4.4, а његово решење базирано на развоју симулационог модела описано је у одељку 4.5. Физичком верификацијом модела аеротунела великих брзина бави се одељак 4.6, док су резултати експерименталне верификације представљени у одељку 4.7.

4.1 Дефиниција проблема

Систем који се моделује је аеротунел са резервоаром високог притиска на улазу и атмосфером на излазу, у коме се струјање ваздуха успоставља на основу разлике притиска између резервоара и атмосфере (Слика 4-1).



Слика 4-1. Аеротунел великих брзина

Масени проток струјања ваздуха кроз систем зависи од површине попречног пресека управљачког вентила променљиве геометрије и површине

попречног пресека грла конвергентно-дивергентног млазника променљиве геометрије. Струјање више није могуће када се притисак у резервоару изједначи са атмосферским притиском.

Циљ моделовања је да се на основу динамичког модела процеса струјања у аеротунелима великих брзина идентификује систем управљања струјањем који обезбеђује жељени одзив аеротунела, односно постизање и одржавање струјања са жељеним Маховим и Рејнолдсовим бројем.

4.2 Идентификација контролних механизма процеса

Два контролна механизма процеса струјања у аеротунелима великих брзина налазе се у основи два параметра сличности струјања на којима је базиран рад аеротунела – Махов број и Рејнолдсов број.

Први механизам омогућава постизање и одржавање струјања са жељеним Маховим бројем у радном делу аеротунела помоћу конвергентно-дивергентног млазника. Махов број на излазу из млазника у струјању великих брзина је јединствено одређен геометријом млазника [8]. Како се аеротунели пројектују за одређени опсег Маховог броја, неопходно је да млазник има променљиву геометрију. Због комплексности механичких решења за млазнике променљиве геометрије у аеротунелима великих брзина, контура млазника за жељени Махов број се поставља пре експеримента [16]. Из тог разлога се управљање Маховим бројем струјања у овим аеротунелима убраја у пасивне методе управљања струјањем.

Други механизам омогућава постизање и одржавање Рејнолдсовог броја струјања у радном делу аеротунела. Како модели који се испитују у аеротунелима у већини случајева нису у пуној размери, овај критеријум сличности, дефинисан једнакошћу (2.2), могуће је остварити повећањем густине струјања. Већа густина значи већи динамички притисак, а тиме и већи зауставни притисак струјања. Проблем постизања и одржавања жељеног Рејнолдсовог броја се тако своди на проблем постизања и одржавања жељеног притиска струјања, који се решава коришћењем управљачког вентила променљиве геометрије. Како током експеримента притисак у резервоару

опада, неопходно је активно управљање притиском струјања променом проточног пресека вентила. Из тог разлога се управљање Рејнолдсовим бројем, које се своди на управљање притиском струјања, у аеротунелима великих брзина убраја у активне методе управљања струјањем.

4.3 Претпоставке

На основу циља моделовања и контролних механизма процеса уводи се неколико претпоставки, са намером да се постигне најбољи компромис између једноставности, робусности и тачности модела.

1) *Променљиве стања су хомогене унутар контролне запремине.*

Увођењем ове претпоставке је за моделовање аеротунела изабран модел са концентрисаним параметрима [118]. Приступ који се користи код ове класе модела је дељење система на контролне запремине како би се постигла жељена дискретизација. Ниво дискретизације зависи од претпоставки о процесу који се моделује, са тежинским критеријумима у областима попут тачности, комплексности и робусности [119]. Контролне запремине изабране за развој модела аеротунела великих брзина су резервоар, управљачки вентил, комора умирења, млазник и радни део (Слика 4-1).

Концепт "концентрисања" скаларног поља променљиве стања у једну репрезентативну вредност је уобичајен за моделе чија је намена синтеза система управљања. Слика 4-2 даје класификацију модела зависно од просторне промене променљивих стања унутар контролне запремине, заједно са скуповима једначина које одговарају различитим класама модела зависно од тога да ли се разматра динамичко понашање система.

За разлику од модела са расподељеним параметрима, код којих се разматра просторна и временска промена стања, код модела са концентрисаним параметрима нема просторне промене стања унутар контролне запремине, тако да стање зависи само од времена. Динамички проблеми се помоћу модела са концентрисаним параметрима стога описују обичним диференцијалним једначинама, често у комбинацији са разним линеарним и нелинеарним алгебарским ограничењима.



Слика 4-2. Класе модела и репрезентативни скупови једначина

Да би систем једначина који представља модел са концентрисаним параметрима био решен неопходно је да су дефинисани конзистентни почетни услови за сва стања.

2) Сви термодинамички процеси су изентропски.

Усвајање ове претпоставке подразумева да ће у моделу аеротунела бити занемарени губици услед трења, ударних таласа или преноса топлоте. Ова апроксимација је делимично оправдана ограниченим трајањем експеримената у аеротунелима великих брзина прекидног дејства, које је најчешће од 20 до 40 секунди. Са друге стране, претпоставка је доста груба када се има у виду очекивани нагли пад температуре у резервоару услед експанзије преосталог ваздуха током експеримента. Процес експанзије је политропски, са експонентом процеса између 1.0 (изотермни процес) и 1.4 (адијабатски процес), уз пренос топлоте из резервоара у окружење [4]. Због проблема експанзије у резервоару, обавезна компонента аеротунела великих брзина прекидног дејства је термални регенератор, чија је улога да промену температуре у резервоару услед експанзије сведе на прихватљив минимум. Неки аутори су покушавали да модел термалног регенератора укључе у модел аеротунела [61]. Међутим, у општем случају се сматра да је допринос тог приступа тачности модела аеротунела занемарљив. Технологија термалних регенератора се користи у аеротунелима већ деценијама [120] [121], а њена

успешност је експериментално потврђена [62]. На бази тога, претпоставка о изентропском процесу овде ће бити примењена и на процес експанзије ваздуха током пражњења резервоара.

3) Зауоставни притисак струјања у радном делу аеротунела је притисак на излазу из коморе умирења.

Комора умирења је компонента аеротунела (Слика 4-1) са највећим попречним пресеком. Она садржи елементе за кондиционирање струјања, односно усмеравање струјања и смањење флукуација уздужне и попречне компоненте брзине [122], тако да се на излазу из коморе умирења очекује униформно струјање мале брзине. У пракси аеротунелских мерења се услови струјања на излазу из коморе умирења сматрају зауоставним, а зауоставни притисак и температура се мере у њеном излазном пресеку [123]. Стога је иста претпоставка усвојена у развоју модела аеротунела.

4) Ваздух се понаша као калоријски савршен гас.

Овај тип апроксимације је рестриктивнији у односу на апроксимације термички савршеног гаса и идеалног гаса, по томе што се специфична топлота при константном притиску (c_p) и специфична топлота при константној запремини (c_v) сматрају константним [124]. Дакле, ако је гас калоријски савршен, он је истовремено и термички савршен и идеалан гас. Упркос томе што уводи највеће поједностављење из перспективе температуре, показало се да је претпоставка о калоријски савршеном гасу довољно добра и да нема велики утицај на предвиђање модела у односу на занемаривање неких других ефеката реалног гаса, попут губитака услед трења у граничном слоју [8].

4.4 Математички модел

Математички модел који ће бити развијен на основу претходних претпоставки представља систем диференцијалних или алгебарских једначина, изведених за дефинисане контролне запремине. Диференцијалне једначине су резултат закона одржања масе или енергије, док алгебарске

једначине представљају односе термодинамичких особина које су суштинске за моделовање процеса.

4.4.1 Прва контролна запремина: Резервоар

Сходно закону одржања масе [8] [117] [49], масени проток из резервоара једнак је масеном протоку кроз управљачки вентил:

$$-V_{st} \frac{d\rho_{st}}{dt} = \dot{m}_{cv} \quad (4.1)$$

где је V_{st} запремина резервоара, ρ_{st} је густина ваздуха у резервоару, а \dot{m}_{cv} је масени проток кроз управљачки вентил.

Сходно закону одржања енергије [8] [117] [49], промена енергије ваздуха у резервоару своди се на промену унутрашње енергије, и она је једнака протоку енталпије и кинетичке енергије струјања кроз управљачки вентил:

$$-\frac{dU_{st}}{dt} = \dot{m}_{cv} h_{cv} + \frac{1}{2} \dot{m}_{cv} v_{cv}^2 \quad (4.2)$$

где је U_{st} унутрашња енергија ваздуха у резервоару, h_{cv} је специфична енталпија струјања кроз управљачки вентил, а v_{cv} је брзина струјања кроз управљачки вентил.

На основу претпоставке да се ваздух понаша као калоријски савршен гас, унутрашња енергија ваздуха у резервоару једнака је:

$$U_{st} = m_{st} c_v T_{st} \quad (4.3)$$

где је m_{st} маса ваздуха у резервоару, c_v је специфична топлота при константној запремини, а T_{st} је температура ваздуха у резервоару. Применом једначине идеалног гаса [49]:

$$p_{st} = \rho_{st} R T_{st} \quad (4.4)$$

једначина (4.3) се даље развија у:

$$U_{st} = m_{st} c_v \frac{p_{st}}{R \rho_{st}} = V_{st} \frac{c_v}{R} p_{st} \quad (4.5)$$

где је p_{st} притисак ваздуха у резервоару, а R је специфична гасна константа за ваздух.

На основу претпоставке о изентропности струјања и чињенице да су услови у резервоару зауставни за струјање кроз управљачки вентил, добија се

специфична енталпија ваздуха у резервоару (h_{st}), односно зауставна енталпија:

$$h_{st} = h_{cv} + \frac{1}{2}v_{cv}^2 \quad (4.6)$$

која обзиром на претпоставку о калоријски саврешном гасу постаје:

$$h_{st} = c_p T_{st} \quad (4.7)$$

где је c_p специфична топлота ваздуха при константном притиску.

На основу једначина (4.5), (4.6) и (4.7), закон одржања енергије за резервоар представљен једначином (4.2) трансформише се на следећи начин:

$$-\frac{d}{dt} \left(V_{st} \frac{c_v}{R} p_{st} \right) = \dot{m}_{cv} c_p T_{st} \quad (4.8)$$

односно:

$$\frac{dp_{st}}{dt} = -\frac{c_p}{c_v} \frac{R}{V_{st}} T_{st} \dot{m}_{cv} = -\frac{\kappa R}{V_{st}} T_{st} \dot{m}_{cv} \quad (4.9)$$

где је $\kappa = c_p/c_v$ однос специфичне топлоте при константном притиску и специфичне топлоте при константној запремини, и има константну вредност за калоријски савршен гас.

Једначине (4.1) и (4.9) које респективно представљају закон одржања масе и закон одржања енергије за резервоар су обичне диференцијалне једначине репрезентативне за ову контролну запремину.

4.4.2 Друга контролна запремина: Управљачки вентил

Управљачки вентил је контролна запремина у коју улази струјање из резервоара, а из које струјање излази у следећу контролну запремину – комору умирења. Основни механизам који се одвија у овој запремини је пренос масе, па њен модел представља конститутивна једначина за масени проток, развијена у облик погодан за разматрање у укупном моделу аеротунела.

Масени проток кроз управљачки вентил је:

$$\dot{m}_{cv} = \rho_{cv} A_{cv} v_{cv} \quad (4.10)$$

где је ρ_{cv} густина ваздуха у управљачком вентилу, A_{cv} је проточна површина управљачког вентила, а v_{cv} је брзина струјања кроз управљачки вентил.

Применом једначине идеалног гаса и релације (2.1) која повезује брзину струјања и Махов број, једначина (4.10) се даље развија на следећи начин:

$$\dot{m}_{cv} = \frac{p_{cv}}{RT_{cv}} A_{cv} M_{cv} a_{cv} \quad (4.11)$$

где је p_{cv} притисак ваздуха у управљачком вентилу, M_{cv} је Махов број струјања кроз управљачки вентил, а a_{cv} је брзина звука у струјању кроз управљачки вентил.

Параметри стања у претходној једначини се трансформишу користећи једначине изентропског струјања [8] и чињеницу да су услови у резервоару зауставни за струјање кроз управљачки вентил:

$$T_{cv} = T_{st} \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_{cv}^2 \right)^{-1} \quad (4.12)$$

$$p_{cv} = p_{st} \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_{cv}^2 \right)^{-\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \quad (4.13)$$

Брзина звука у идеалном гасу зависи само од температуре и особина гаса:

$$a_{cv} = \sqrt{\kappa R T_{cv}} \quad (4.14)$$

Заменом једначина (4.12), (4.13) и (4.14) у (4.11), масени проток добија следећи облик:

$$\dot{m}_{cv} = p_{st} A_{cv} \sqrt{\frac{\kappa}{R T_{st}}} M_{cv} \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_{cv}^2 \right)^{-\frac{\kappa + 1}{2(\kappa - 1)}} \quad (4.15)$$

Како је за даљу анализу погодно да масени проток буде изражен преко односа притиска у резервоару и притиска у управљачком вентилу (p_{cv}/p_{st}), Махов број из једначине (4.13) уводи се у једначину (4.15), чиме се добија коначни облик једначине масеног протока кроз управљачки вентил:

$$\dot{m}_{cv} = \sqrt{\frac{2\kappa}{R(\kappa - 1)}} A_{cv} \frac{p_{st}}{\sqrt{T_{st}}} \left(\frac{p_{cv}}{p_{st}} \right)^{\frac{1}{\kappa}} \sqrt{1 - \left(\frac{p_{cv}}{p_{st}} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}}} \quad (4.16)$$

Из конститутивне једначине (4.16) је очигледно да је масени проток кроз управљачки вентил изразито нелинеаран, а та нелинеарност је још више изражена због једне важне особине компресибилног струјања. Масени проток се повећава са повећањем разлике притисака испред и иза вентила, односно са смањењем односа (p_{cv}/p_{st}), све док се за одређену вредност овог односа не достигне критично струјање, када је Махов број M_{cv} струјања кроз управљачки вентил једнак 1. Даљим смањењем односа (p_{cv}/p_{st}) не долази до повећања

масеног протока, а однос притисака за који се постиже максималан проток произилази из једначине (4.13), када се усвоји $M_{cv} = 1$:

$$\frac{p_{cv}}{p_{st}} = \left(\frac{2}{\kappa + 1}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \approx 0.5283 \quad (4.17)$$

Другим речима, управљачки вентил овде има улогу млазника између резервоара и коморе умирења, две компоненте аеротунела са великим проточним пресеком. Због мањег проточног пресека, у вентилу са најбрже испуњавају услови за постизање критичног струјања.

Због особина подкритичног и критичног струјања, неопходна је додатна дискретизација конститутивне једначине (4.16):

$$\begin{aligned} \dot{m}_{cv} &= \sqrt{\frac{2\kappa}{R(\kappa - 1)}} A_{cv} \frac{p_{st}}{\sqrt{T_{st}}} \left(\frac{p_{cv}}{p_{st}}\right)^{\frac{1}{\kappa}} \sqrt{1 - \left(\frac{p_{cv}}{p_{st}}\right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}}}; & \frac{p_{cv}}{p_{st}} > 0.5283 \\ \dot{m}_{cv} &= \sqrt{\frac{\kappa}{R}} \left(\frac{2}{\kappa + 1}\right)^{\frac{\kappa + 1}{2(\kappa - 1)}} A_{cv} \frac{p_{st}}{\sqrt{T_{st}}}; & \frac{p_{cv}}{p_{st}} \leq 0.5283 \end{aligned} \quad (4.18)$$

где $(p_{cv}/p_{st}) > 0.5283$ представља подкритично струјање, а $(p_{cv}/p_{st}) \leq 0.5283$ критично струјање са максималним масеним протоком.

Управљачки вентил је компонента аеротунела која управља масеним протоком како би се постигли жељени услови струјања у радном делу. Као управљачка компонента, вентил има своју динамику коју је неопходно узети у обзир у синтези система управљања. Међутим, имајући у виду разноврсност вентила који се користе у аеротунелима прекидног дејства, узимањем у обзир динамике конкретног вентила у овом тренутку, модел аеротунела би престао да буде универзалан, већ би био применљив само на аеротунел у коме се тај вентил користи. Како би модел аеротунела великих брзина био универзално применљив, овде се површина проточног пресека вентила, A_{cv} , која је општа карактеристика свих вентила, сматра директним управљачким улазом чијом се променом утиче на масени проток. Модели аеротунела великих брзина пронађени у објављеној литератури [68] [80] [101] [59] [61] [125] [97] односе се на појединачне инсталације и применљиви су само на њих. На основу обављеног детаљног прегледа литературе, до сада није објављен универзални модел аеротунела великих брзина.

4.4.3 Трећа контролна запремина: Комора умирења

После управљачког вентила, струјање долази у комору умирења. У складу са претпоставком о изентропском струјању, излазно струјање вентила би могло да буде третирано као млаз који експандира у бесконачној запремини, услед чега би се губитак тоталног притиска сводио на динамички притисак млаза (q_{cv}), док би статички притисак струјања у управљачком вентилу (p_{cv}) био једнак притиску у комори умирења (p_0), за који је претпостављено да је зауставни притисак за струјање у радном делу аеротунела. Претпоставка о једнакости поменути два притиска је коришћена у свим моделима аеротунела великих брзина идентификованим у прегледу литературе [68] [80] [101] [59] [61] [125] [97]. Студије у којима су процењивани губици притиска за појединачне компоненте коморе умирења [60], као и неке раније студије метода управљања притиском струјања [126] [127] су, међутим, показале да ови губици имају приметан утицај на оцењено максимално могуће трајање аеротунелских експеримената, што имплицира да су губици у комори умирења већи од динамичког притиска (q_{cv}) и да би њихово узимање у обзир имало незанемарљив ефекат на побољшање тачности модела.

Како би се избегло појединачно разматрање компоненти коморе умирења, чиме би модел аеротунела изгубио универзалност, а у складу са изабраним типом модела, одлучено је да се губитак притиска у комори умирења укључи у разматрање као Kq_{cv} , где је коефицијент губитка притиска $K \geq 1$ [15]. Укупни губитак притиска између управљачког вентила и коморе умирења тако постаје:

$$p_{st} - p_0 = Kq_{cv} = K(p_{st} - p_{cv}) \quad (4.19)$$

док је коефицијент губитка притиска:

$$K = \frac{p_{st} - p_0}{p_{st} - p_{cv}} \quad (4.20)$$

Конститутивна једначина модела коморе умирења повезује притисак струјања у управљачком вентилу и притисак у комори умирења на основу једначине (4.19), и има следећи облик:

$$\frac{p_0}{p_{st}} = 1 - K\left(1 - \frac{p_{cv}}{p_{st}}\right) \quad (4.21)$$

Поред једначине (4.21), на комору умирења као контролну запремину могу да се примене закон одржања масе и закон одржања енергије.

Сходно закону одржања масе [8] [117] [49], масени проток који из управљачког вентила улази у комору умирења једнак је суми масеног протока који изађе из коморе умирења ка млазнику и масеног протока који одлази на пуњење коморе умирења [15]. Другим речима, комора умирења се пуни на основу разлике масеног протока на улазу и излазу из коморе умирења:

$$V_0 \frac{d\rho_0}{dt} = \dot{m}_{cv} - \dot{m}_{nz} \quad (4.22)$$

где је V_0 запремина коморе умирења, ρ_0 је густина ваздуха у комори умирења, а \dot{m}_{nz} је масени проток кроз млазник.

Сходно закону одржања енергије [8] [117] [49], разлика између енергије која улази и излази из коморе умирења једнака је повећању њене унутрашње енергије [15]. Енергија која улази у комору умирења једнака је протоку енталпије и кинетичке енергије струјања кроз управљачки вентил, док је енергија која излази једнака протоку енталпије и кинетичке енергије струјања кроз млазник:

$$\frac{dU_0}{dt} = \dot{m}_{cv} h_{cv} + \frac{1}{2} \dot{m}_{cv} v_{cv}^2 - \dot{m}_{nz} h_{nz} - \frac{1}{2} \dot{m}_{nz} v_{nz}^2 \quad (4.23)$$

где је U_0 унутрашња енергија ваздуха у комори умирења, h_{nz} је специфична енталпија струјања кроз млазник, а v_{nz} је брзина струјања кроз млазник.

Слично као у случају резервоара у одељку 4.4.1, на основу претпоставке да се ваздух понаша као калоријски савршен гас и применом једначине идеалног гаса, добија се релација за унутрашњу енергију коморе умирења:

$$U_0 = m_0 c_v T_0 = m_0 c_v \frac{p_0}{R \rho_0} = V_0 \frac{c_v}{R} p_0 \quad (4.24)$$

где је m_0 маса ваздуха у комори умирења, а T_0 је температура ваздуха у комори умирења.

На основу претпоставке о изентропности струјања и да су услови у комори умирења зауставни за струјање у радном делу, као и на основу претпоставке о калоријски савршеном гасу, добија се специфична енталпија ваздуха у комори умирења (h_0), односно зауставна енталпија:

$$h_0 = h_{nz} + \frac{1}{2} v_{nz}^2 = c_p T_0 \quad (4.25)$$

На основу једначина (4.4), (4.6), (4.7), (4.24) и (4.25), закон одржања енергије за комору умирења представљен једначином (4.23) трансформише се у следећи облик:

$$\frac{dp_0}{dt} = \frac{\kappa R}{V_0} (T_{st} \dot{m}_{cv} - T_0 \dot{m}_{nz}) \quad (4.26)$$

Једначине (4.22) и (4.26) које респективно представљају закон одржања масе и закон одржања енергије за комору умирења су обичне диференцијалне једначине, које заједно са конститутивном једначином (4.21), представљају модел за ову контролну запремину.

4.4.4 Четврта контролна запремина: Млазник

Млазник је контролна запремина у коју улази струјање из коморе умирења, а из које струјање излази у следећу контролну запремину – радни део. Слично као у случају управљачког вентила, основни механизам који се одвија у овој запремини је пренос масе, па њен модел представља конститутивна једначина за масени проток. Масени проток кроз млазник је:

$$\dot{m}_{nz} = \rho_{nz} A_{nz} v_{nz} \quad (4.27)$$

где је ρ_{nz} густина ваздуха у грлу млазника, A_{nz} је проточна површина грла млазника, а v_{nz} је брзина струјања у грлу млазника.

Користећи исти поступак који је у одељку 4.4.2 примењен на управљачки вентил, при чему су овај пут зауставни услови у комори умирења, аналогно једначини (4.15) добија се масени проток кроз млазник:

$$\dot{m}_{nz} = p_0 A_0 \sqrt{\frac{\kappa}{RT_0}} M_{nz} \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_{nz}^2 \right)^{-\frac{\kappa + 1}{2(\kappa - 1)}} \quad (4.28)$$

где M_{nz} представља Махов број у грлу млазника.

Како се модел односи на аеротунеле великих брзина, у које се према дефиницији датај у овој дисертацији убрајају аеротунели у којима се у радном делу постиже суперсонично струјање, неопходно је да струјање у млазнику буде критично, када је Махов број у грлу млазника M_{nz} једнак 1. У условима критичног струјања масени проток кроз грло млазника зависи само од услова

испред млазника. Заменом $M_{nz} = 1$ у једначини (4.28) добија се масени проток кроз млазник:

$$\dot{m}_{nz} = \sqrt{\frac{\kappa}{R}} \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}} A_{nz} \frac{p_0}{\sqrt{T_0}} \quad (4.29)$$

За разлику од управљачког вентила чијом се проточном површином (A_{cv}) активно управља током експеримента, проточна површина грла млазника (A_{nz}) се поставља пре експеримента и она јединствено одређује Махов број у радном делу аеротунела. У суперсоничном струјању је површина грла млазника потребна да се постигне жељени Махов број у радном делу аеротунела јасно дефинисана [49] [15] и зависи само од површине попречног пресека радног дела (A_{ts}) и Маховог броја у радном делу (M_{ts}):

$$A_{nz} = A_{ts} M_{ts} \left(\frac{5 + M_{ts}^2}{6} \right)^{-3} \quad (4.30)$$

Једначине (4.29) и (4.30) помоћу којих се одређују, респективно, масени проток кроз млазник и проточна површина грла млазника су конститутивне једначине које представљају модел за ову контролну запремину.

4.4.5 Пета контролна запремина: Радни део

Радни део је контролна запремина у којој је потребно да се постигну жељени услови струјања. Како су за струјање у радном делу зауставни услови у комори умирења, параметри струјања у радном делу се одређују помоћу основних једначина изентропског струјања:

$$T_{ts} = T_0 \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_{ts}^2 \right)^{-1} \quad (4.31)$$

$$p_{ts} = p_0 \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_{ts}^2 \right)^{-\frac{\kappa}{\kappa-1}} \quad (4.32)$$

где је T_{ts} температура, а p_{ts} је притисак струјања у радном делу.

На основу зауставних услова може да се израчуна и Рејнолдсов број струјања у радном делу аеротунела по јединици дужине [128] [129]:

$$\frac{Re_{ts}}{d} = \frac{vd}{\mu} = \sqrt{\frac{\kappa}{R}} M \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2 \right)^{-\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}} \frac{P_0}{\mu \sqrt{T_0}} \quad (4.33)$$

где је Re_{ts} Рејнолдсов број струјања у радном делу, d је карактеристична дужина, а μ динамичка вискозност ваздуха.

Као што је поменуто у претходном одељку, Махов број у радном делу (M_{ts}) је једнозначно одређен контуром млазника. Дакле, за дату контуру млазника, услови у радном делу аеротунела зависе искључиво од зауставних услова у комори умирења. Из тог разлога нема потребе да се једначине (4.31), (4.32) и (4.33) помоћу којих се одређују температура и притисак у радном делу експлицитно укључују у модел аеротунела.

4.4.6 Коначан облик математичког модела аеротунела

Резултат анализе пет дефинисаних контролних запремина у одељцима 4.4.1 - 4.4.5 је универзални математички модел аеротунела великих брзина у облику система девет једначина – четири обичне диференцијалне нелинеарне једначине првог реда и пет алгебарских нелинеарних конститутивних једначина. Табела 4-1 приказује изведени систем једначина, заједно са одговарајућим референцама на претходну анализу.

Систем четири диференцијалне једначине у математичком моделу је одређен са четири променљиве стања: густина ваздуха у резервоару (ρ_{st}), притисак ваздуха у резервоару (p_{st}), густина ваздуха у комори умирења (ρ_0) и притисак ваздуха у комори умирења (p_0).

Модел има две улазне променљиве. Прва улазна променљива је Махов број у радном делу аеротунела (M_{ts}), који је у једнозначној вези са површином пресека грла млазника (A_{nz}). Друга улазна променљива је површина пресека управљачког вентила (A_{cv}), којом се регулише масени проток кроз вентил (\dot{m}_{cv}) и чијом би променом требало да се одржава константан притисак p_0 током експеримента у условима смањења притиска p_{st} .

Излаз модела зависи од циља са којим је модел изведен, а који је у одељку 4.1 дефинисан као постизање струјања са жељеним Маховим и Рејнолдсовим бројем. У одељку 4.2 су дефинисана два контролна механизма процеса. Први се односи на постизање Маховог броја, који је потпуно одређен контуром млазника која се поставља пре експеримента. Други се односи на постизање

Рејнолдсовог броја, које се своди на постизање и одржавање одговарајуће вредности притиска у комори умирења. Како је први контролни механизам пасиван, од интереса је само други, који подразумева активно управљање зауставним притиском струјања током експеримента. Због тога модел има једну излазну променљиву, а то је притисак у комори умирења (p_0).

Табела 4-1. Математички модел аеротунела великих брзина

Једначина одржања масе за резервоар		
1	$\frac{d\rho_{st}}{dt} = -\frac{1}{V_{st}}\dot{m}_{cv}$	(4.1)
Једначина одржања енергије за резервоар		
2	$\frac{dp_{st}}{dt} = -\frac{\kappa R}{V_{st}}T_{st}\dot{m}_{cv}$	(4.9)
Једначина одржања масе за комору умирења		
3	$\frac{d\rho_0}{dt} = \frac{1}{V_0}(\dot{m}_{cv} - \dot{m}_{nz})$	(4.22)
Једначина одржања енергије за комору умирења		
4	$\frac{dp_0}{dt} = \frac{\kappa R}{V_0}(T_{st}\dot{m}_{cv} - T_0\dot{m}_{nz})$	(4.26)
Једначина губитка притиска у комори умирења		
5	$\frac{p_0}{p_{st}} = 1 - K\left(1 - \frac{p_{cv}}{p_{st}}\right)$	(4.21)
Једначина масеног протока кроз управљачки вентил		
6	$\dot{m}_{cv} = \sqrt{\frac{2\kappa}{R(\kappa-1)}} A_{cv} \frac{p_{st}}{\sqrt{T_{st}}} \left(\frac{p_{cv}}{p_{st}}\right)^{\frac{1}{\kappa}} \sqrt{1 - \left(\frac{p_{cv}}{p_{st}}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}; \quad \frac{p_{cv}}{p_{st}} > 0.5283$ $\dot{m}_{cv} = \sqrt{\frac{\kappa}{R}} \left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}} A_{cv} \frac{p_{st}}{\sqrt{T_{st}}}; \quad \frac{p_{cv}}{p_{st}} \leq 0.5283$	(4.18)
Једначина масеног протока кроз млазник		
7	$\dot{m}_{nz} = \sqrt{\frac{\kappa}{R}} \left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}} A_{nz} \frac{p_0}{\sqrt{T_0}}$	(4.29)
Једначина површине пресека грла млазника		
8	$A_{nz} = A_{ts} M_{ts} \left(\frac{5 + M_{ts}^2}{6}\right)^{-3}$	(4.30)
Једначина стања идеалног гаса		
9	$p_{st} = \rho_{st} R T_{st} \quad \text{или} \quad p_0 = \rho_0 R T_0$	(4.4)

Табела 4-2 садржи преглед променљивих стања, улаза и излаза модела аеротунела великих брзина.

Табела 4-2. Стање, улаз и излаз модела аеротунела великих брзина

Променљиве стања		
1	Густина ваздуха у резервоару	ρ_{st}
2	Притисак ваздуха у резервоару	p_{st}
3	Густина ваздуха у комори умирења	ρ_0
4	Притисак ваздуха у комори умирења (притисак струјања)	p_0
Улазне променљиве		
1	Махов број у радном делу	M_{ts}
2	Површина пресека управљачког вентила	A_{cv}
Излазна променљива		
1	Притисак ваздуха у комори умирења (притисак струјања)	p_0

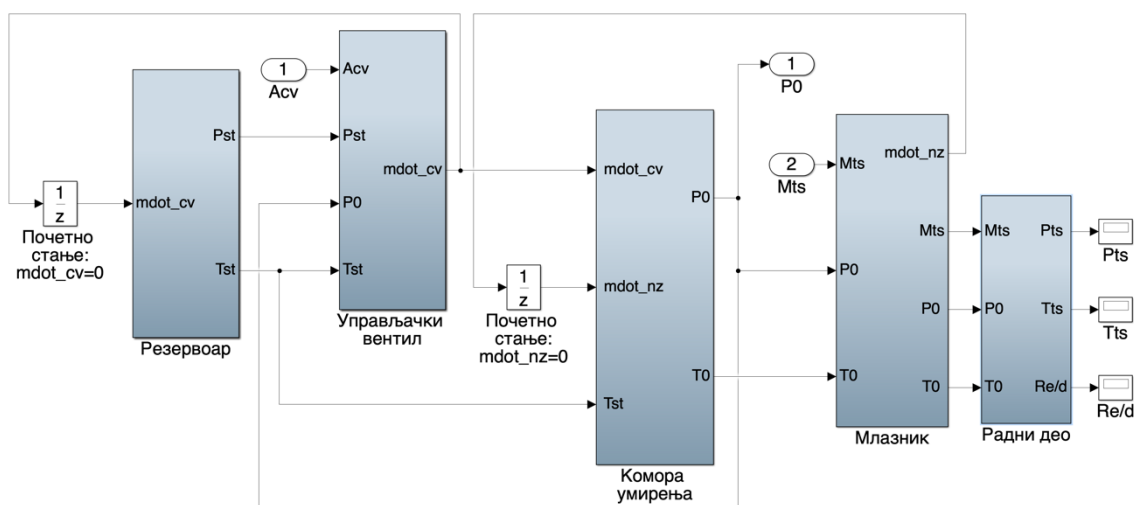
Упркос томе што је математички модел значајно поједностављен увођењем неколико разумних претпоставки, он је и даље остао изразито нелинеаран. Најважнији узрок нелинеарности је динамика компресибилног струјања. Други важан узрок нелинеарности процеса струјања у аеротунелима великих брзина је динамика управљачког вентила, која није узета у обзир у овом моделу како би се задржала његова универзалност. Међутим, она ће свакако бити разматрана у даљем току ове дисертације, у делу посвећеном синтези система управљања струјањем. Циљ у овом поглављу је да се испита одзив аеротунела на промену улазних параметара за различита почетна стања у отвореној петљи, без дејства управљања. У том смислу је потребно да се пронађе и имплементира процедура решавања система диференцијалних и алгебарских једначина које представљају математички модел.

4.5 Решење математичког модела

Решавање математичког модела аеротунела (Табела 4-1) са четири променљиве стања, две улазне и једном излазном променљивом (Табела 4-2) подразумева примену неке од нумеричких метода за решавање обичних диференцијалних једначина, уз коришћење конститутивних једначина као

алгебарских ограничења. Алат који је изабран за ту сврху је Simulink [130], графичко програмско окружење за моделовање, симулације и анализу динамичких система [131] [132].

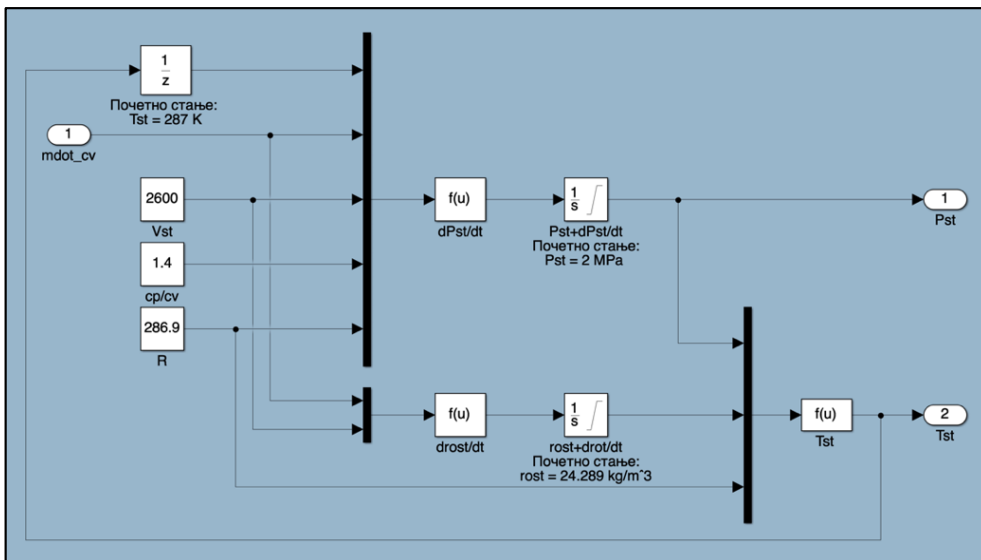
Избор графичког програмског окружења је био мотивисан избором математичког модела са концентрисаним параметрима за моделовање аеротунела. Блок дијаграм омогућава прегледно представљање контролних запремина у облику посебних модула, а на тај начин и релативно лако успостављање аналогије са реалним системом. Тако развијени симулациони модел аеротунела великих брзина (Слика 4-3) има пет модула, који одговарају контролним запреминама дефинисаним математичким моделом (Табела 4-1). Улази и излази симулационог модела такође одговарају претходно дефинисаним улазима и излазима математичког модела (Табела 4-2). У оквиру сваког модула је решен математички модел за одговарајућу контролну запремину (одељци 4.4.1 - 4.4.5).



Слика 4-3. Симулациони модел аеротунела великих брзина

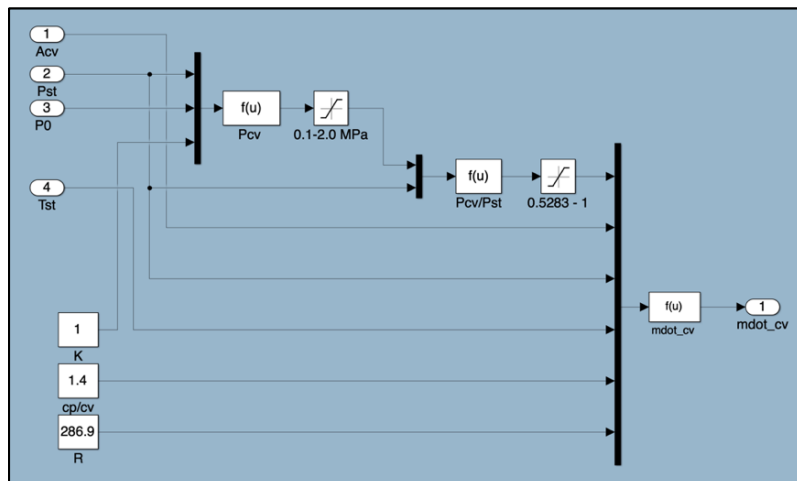
Први модул (Слика 4-4) садржи решење једначина одржања масе (4.1) и енергије (4.9) за резервоар. У оквиру овог модула је коришћено неколико константи. Однос специфичних топлота при константном притиску и константној запремини ($\kappa = c_p/c_v = 1.4$) и специфична гасна константа ($R = 286.9 \text{ J/kgK}$) су особине ваздуха. Са друге стране, запремина резервоара (V_{st}) је карактеристика конкретног аеротунела. Овде је усвојена запремина

резервоара аеротунела VTI T-38, који ће бити коришћен за експерименталну верификацију ($V_{st} = 2600 \text{ m}^3$). Почетно стање је такође усвојено на бази карактеристика аеротунела VTI T-38: $p_{st} = 2 \text{ MPa}$ и $T_{st} = 287 \text{ K}$.



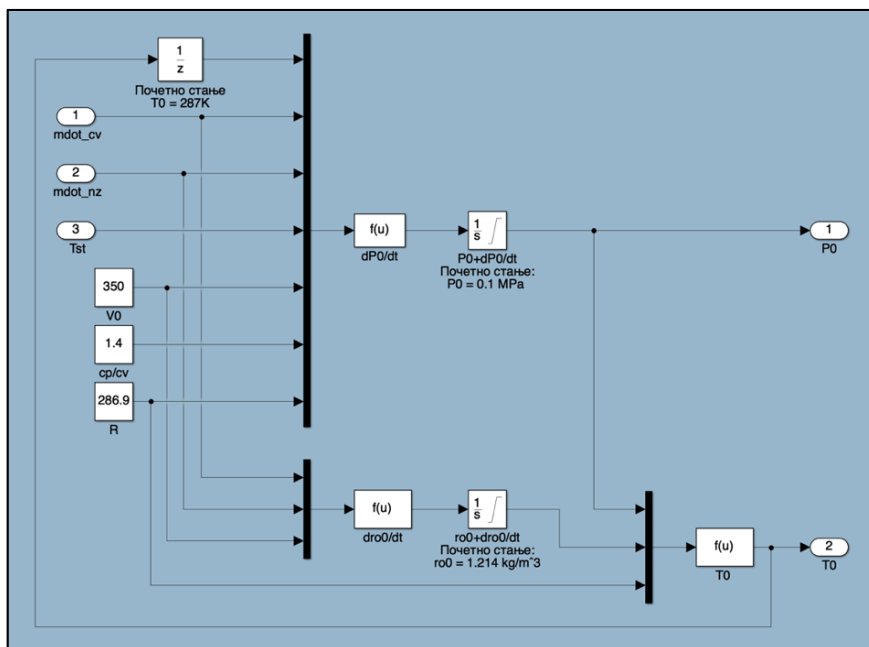
Слика 4-4. Први модул симулационог модела – резервоар

Други модул (Слика 4-5) израчунава масени проток кроз управљачки вентил на основу конститутивне једначине (4.18). Решење овог модула представља највећи изазов у моделовању аеротунела великих брзина, због тешкоћа у аналитичком одређивању везе притиска унутар управљачког вентила (p_{cv}) и притиска у комори умирења (p_0). У свим моделима аеротунела доступним у литератури је овај проблем решаван претпоставком о изентропности струјања, у складу са којом на излазу из вентила долази до савршене експанзије у којој је једини губитак динамички притисак струјања (q_{cv}), а притисак p_{cv} је једнак притиску p_0 . У овде формулисаном моделу аеротунела се предлаже другачије решење, садржано у једначини губитка притиска у комори умирења (4.21), које се ослања на увођење коефицијента губитка притиска у комори умирења ($K \geq 1$). Овде је за почетак усвојена вредност $K = 1$, која имплицира $p_{cv} = p_0$, а у наредним одељцима ће бити процењен ниво ових губитака, као и њихов утицај на одзив аеротунела на промену улаза, а тиме и на тачност модела.



Слика 4-5. Други модул симулационог модела – управљачки вентил

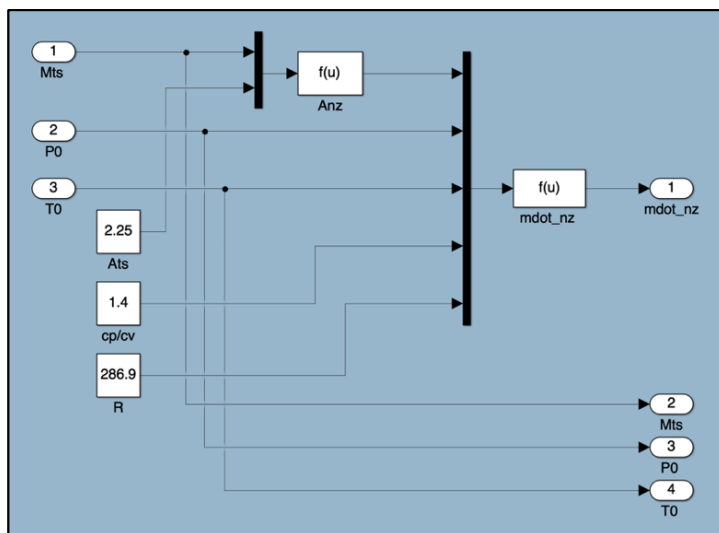
Трећи модул (Слика 4-6) садржи решење једначина одржања масе (4.22) и енергије (4.26) за комору умирења. Поред константи за ваздух које се користе и у другим модулима, као константа за запремину коморе умирења коришћена је она из аеротунела VTИ T-38 ($V_0 = 350 \text{ m}^3$). Почетно стање усвојено у решавању овог модула је: $p_0 = 0.1 \text{ MPa}$ и $T_{st} = 287 \text{ K}$.



Слика 4-6. Трећи модул симулационог модела – комора умирења

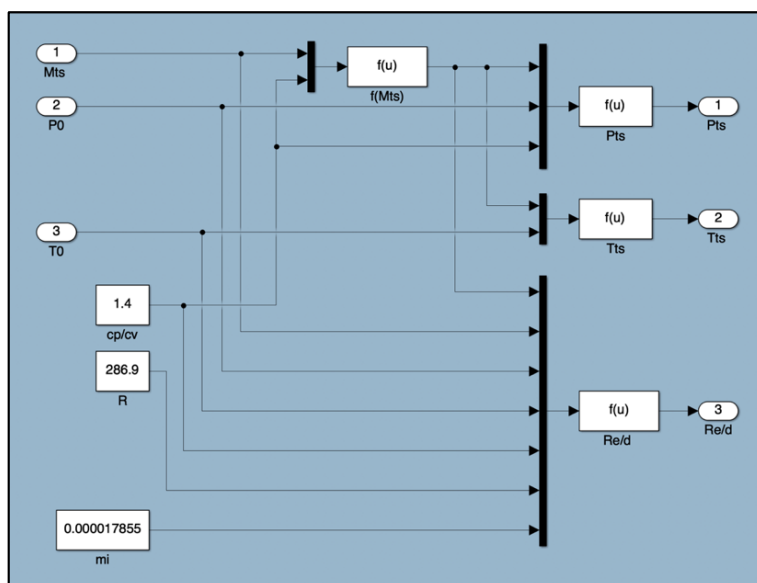
Четврти модул (Слика 4-7) израчунава масени проток кроз млазник на основу конститутивних једначина масеног протока кроз млазник (4.29) и

површине пресека грла млазника (4.30). Решење је једноставније него у случају управљачког вентила, пошто је струјање кроз млазник увек критично у аеротунелима великих брзина, а пресек грла млазника је у једнозначној вези са Маховим бројем струјања у радном делу.



Слика 4-7. Четврти модул симулационог модела – млазник

Пети модул (Слика 4-8), на основу основних једначина изентропског струјања (4.31 - 4.33), израчунава параметре струјања у радном делу: притисак (p_{ts}), температуру (T_{ts}) и Рејнолдсов број по јединици дужине (Re/d).



Слика 4-8. Пети модул симулационог модела – радни део

Симулациони модел може да се реши неком од метода за решавање система нелинеарних обичних диференцијалних и алгебарских једначина [133]. Обзиром да је сврха модела развој управљачког система, а управљање углавном подразумева постојање повратних спрега базираних на мереним величинама, у решавању модела би требало да се користи метода са фиксним временским кораком, а тај корак би требало да одговара периоду прикупљања података у реалном систему. На тај начин је једино могуће реално оцењивање одзива система на дејство управљања, као и идентификација одговарајућих параметара управљања.

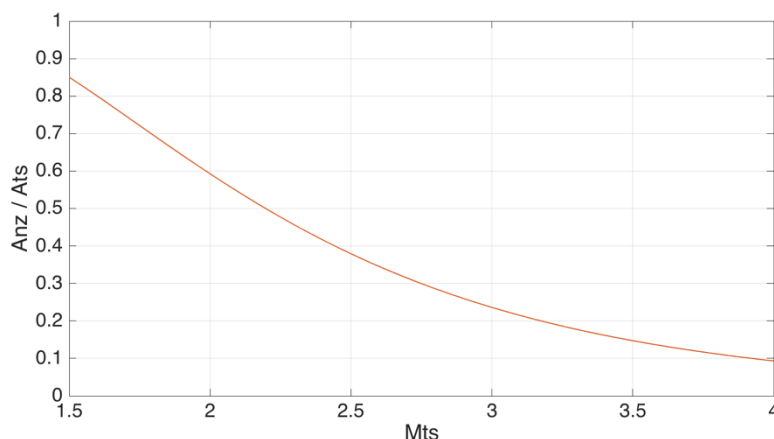
4.6 Физичка верификација модела

Верификација модела у овој фази подразумева испитивање тога да ли је излаз, односно одзив модела на промену улазних параметара очекиван и у складу са основним физичким принципима.

Све симулације у овом одељку су реализоване применом Рунге-Куте итеративне методе, базиране на стандардној Ојлеровој нумеричкој процедури за решавање обичних диференцијалних једначина за дато почетно стање [134]. Ова метода спада у класу нумеричких метода са коначним разликама [135], а овде је примењена са фиксним временским кораком од 0.004 s.

4.6.1 Утицај Маховог броја на одзив модела

Утицај Маховог броја на одзив модела огледа се у утицају површине пресека грла млазника, која у аеротунелима великих брзина једнозначно одређује Махов број у радном делу. У складу са једначином (4.29), масени проток кроз грло млазника линеарно расте са повећањем површине грла млазника. Са друге стране, конситутивна једначина (4.30) која повезује површину пресека грла млазника и Махов број показује да је смањење потребне површина грла млазника са повећањем Маховог броја степена функција. Слика 4-9 показује потребан однос површина пресека грла млазника и радног дела за постизање одговарајућег Маховог броја у радном делу. Опсег Маховог броја од 1.5 до 4.0 је опсег суперсоничних брзина аеротунела VTI T-38.



Слика 4-9. Промена односа површине пресека грла млазника и површине пресека радног дела зависно од Маховог броја у радном делу аеротунела

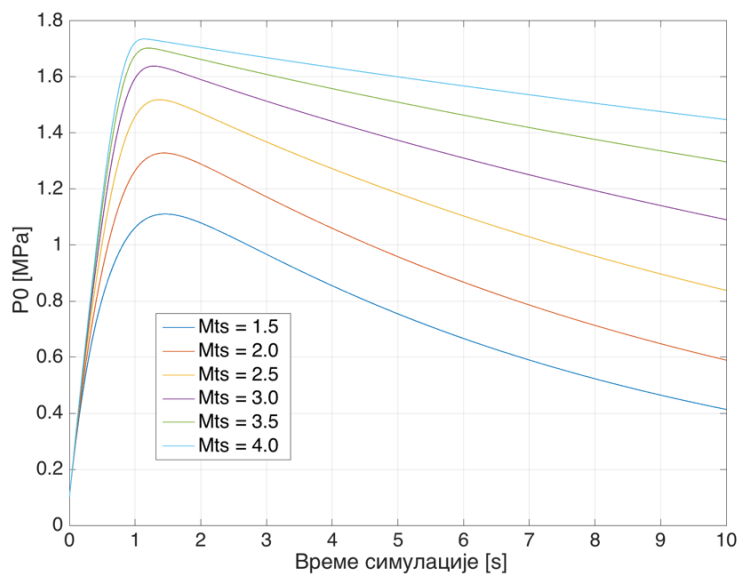
На нижим суперсоничним Маховим бројевима очекује се знатно већи масени проток него на вишим суперсоничним Маховим бројевима, обзиром да се однос површина A_{nz}/A_{ts} мења са петим степеном вредности Маховог броја.

Утицај Маховог броја на одзив модела аеротунела испитиван је у отвореној петљи, за максималну отвореност управљачког вентила. У симулацијама су коришћене познате карактеристике аеротунела VTI T-38, који је предвиђен за експерименталну верификацију модела. На бази тих карактеристика, почетно стање у симулацијама је било следеће:

$$p_{st} = 2 \text{ МПа} ; p_0 = 0.1 \text{ МПа} ; A_{cv} = 1.8 \text{ m}^2 (A_{cv}/A_{ts} = 0.80)$$

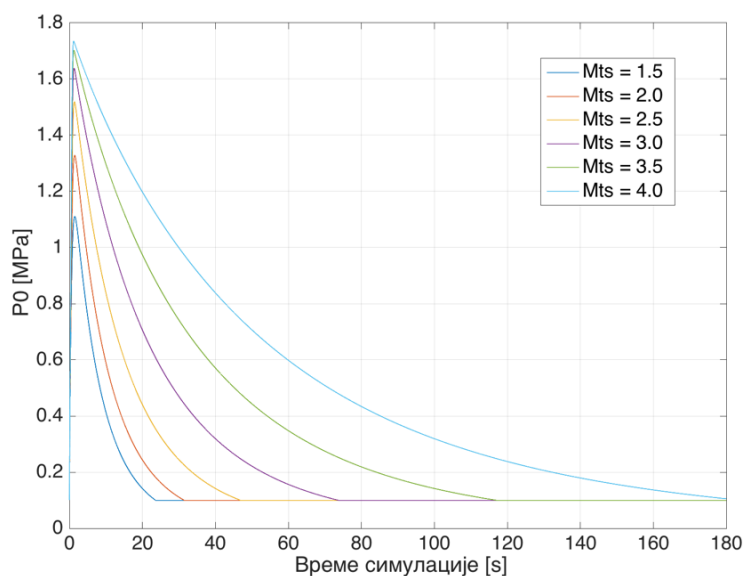
Притисак у резервоару (p_{st}) и површина пресека вентила (A_{cv}) су максимални за аеротунел T-38, док је почетни зауставни притисак (p_0) пре отварања вентила једнак атмосферском притиску.

Симулације су обављене за неколико суперсоничних Махових бројева, а за сваки од њих промену притиска струјања током првих 10 s симулације приказује Слика 4-10. Према очекивањима, максимални притисак струјања се повећава са Маховим бројем, због мање површине грла млазника, а тиме и мањег масеног протока који излази из коморе умирења. Тако се за $M_{ts} = 1.5$ достиже притисак у комори умирења од 1.1 МПа, а за $M_{ts} = 4.0$ притисак већи од 1.7 МПа. Из истог разлога се време потребно за достизање максималног притиска у комори умирења смањује са повећањем Маховог броја, од приближно 1.5 s за $M_{ts} = 1.5$ до 1.0 s за $M_{ts} = 4.0$.



Слика 4-10. Промена максималног притиска струјања зависно од Маховог броја

Симулације које нису ограничене временски, већ трајањем струјања за дати Махов број, приказује Слика 4-11. Сматрано је да услова за струјање више нема када се притисак у комори умирења поново спусти на вредност атмосферског притиска, односно 0.1 MPa. Разлика у трајању струјања између нижих и виших суперсоничних брзина је очекивано велика, и креће се од 24 s за $M_{ts} = 1.5$ до 180 s за $M_{ts} = 4.0$. Слика 4-11 је вероватно најбоља демонстрација широког спектра радних услова у аеротунелима великих брзина.



Слика 4-11. Промена притиска струјања и промена трајања струјања зависно од Маховог броја

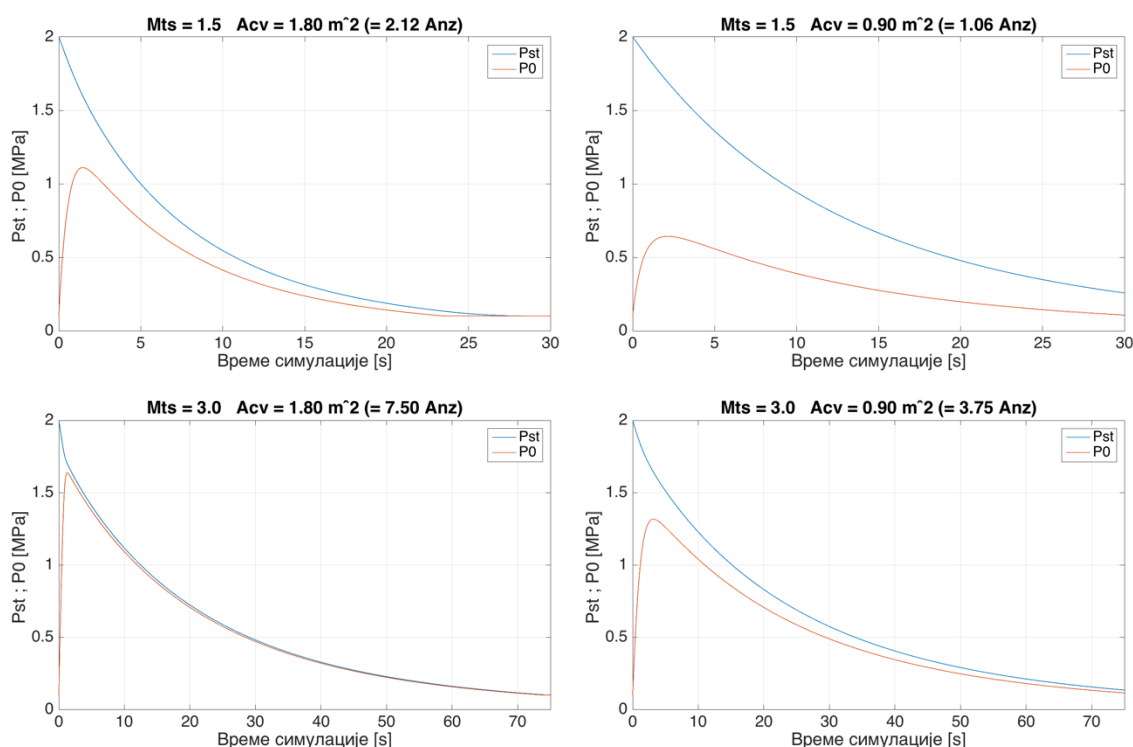
Најважнији резултат претходне анализе су велике разлике у одзиву модела између нижих и виших суперсоничних брзина. Овај резултат има важне импликације за управљање струјањем, због уношења додатне нелинеарности у иначе изразито нелинеаран проблем струјања компресибилног флуида.

4.6.2 Утицај управљачког вентила на одзив модела

Због разлике примећене у одзиву модела на нижим и вишим суперсоничним брзинама, утицај површине пресека управљачког вентила је испитиван за $M_{ts} = 1.5$ ($A_{nz} = 0.85 \text{ m}^2$) и $M_{ts} = 3.0$ ($A_{nz} = 0.24 \text{ m}^2$). Вредности површине грла млазника, A_{nz} , односе се на аеротунел VTI T-38. Анализиране су две површине пресека вентила, једна за максималну отвореност вентила, а друга двоструко мања. Почетни услови у симулацијама су:

$$p_{st} = 2 \text{ MPa} ; p_0 = 0.1 \text{ MPa} ; A_{cv} = 1.80 \text{ m}^2$$

$$p_{st} = 2 \text{ MPa} ; p_0 = 0.1 \text{ MPa} ; A_{cv} = 0.90 \text{ m}^2$$



Слика 4-12. Одзив модела за две површине пресека управљачког вентила на Маховим бројевима 1.5 и 3.0

Слика 4-12 приказује резултате симулација утицаја површине пресека управљачког вентила на пражњење резервоара (p_{st}) и промену притиска у комори умирења (p_0). Поређење резултата за $M_{ts} = 1.5$ и $M_{ts} = 3.0$ за оба случаја отворености вентила открива још једну важну разлику између струјања на нижим и вишим суперсоничним брзинама. Како су симулације трајале до престанка услова за струјање, уочено је да су разлози за престанак струјања на два разматрана Махова броја различити. Наиме, за $M_{ts} = 1.5$ разлог за престанак струјања је немогућност одржавања потребног масеног протока кроз млазник за дату површину пресека управљачког вентила, упркос резерви притиска у резервоару. Ова појава је наглашенија за мању површину пресека вентила. Са друге стране, за $M_{ts} = 3.0$ разлог за престанак струјања представља пражњење резервоара, односно изједначавање притиска у резервоару и притиска у комори умирења.

Добијени резултат има утемељење у физичким принципима. На нижим суперсоничним брзинама, карактеристичним по већем масеном протоку кроз млазник, потребан је већи масени проток и кроз управљачки вентил, а тиме и већа површина пресека вентила. Међутим, масени проток кроз вентил омогућава не само одржавање масеног протока кроз млазник, већ и пуњење коморе умирења. Тако, мада на завршетку горњих симулација и даље постоји резерва притиска у резервоару, масени проток кроз вентил дате површине није довољан за одржавање струјања. Више суперсоничне брзине су карактеристичне по мањим масеним протоцима, тако да се притисак у резервоару изједначава са притиском у комори умирења на мањим отвореностима управљачког вентила. Струјања више нема када оба ова притиска падну на вредност атмосферског.

Претходна анализа има важну импликацију за управљање струјањем у аеротунелима великих брзина. На нижим суперсоничним брзинама су карактеристике управљачког вентила ограничавајући фактор за одржавање струјања, док је на вишим суперсоничним брзинама то притисак у резервоару. Другим речима, на нижим суперсоничним брзинама је дуже трајање експеримената могуће повећањем односа површина A_{cv}/A_{nz} , док је на вишим суперсоничним брзинама то могуће повећањем капацитета резервоара.

4.6.3 Утицај губитка притиска у комори умирења

Конститутивном једначином (4.21) је, у иначе изентропски модел аеротунела великих брзина (Табела 4-1), уведен губитак притиска у комори умирења. Традиционалан приступ би подразумевао разматрање појединачних губитака на компонентама коморе умирења [60], али такав приступ овде није сматран погодним, због тежње да се развије универзални модел аеротунела великих брзина, применљив на било коју инсталацију, без обзира на то које су компоненте за кондиционирање струјања присутне у комори умирења. Увођење коефицијента K за укупни губитак притиска је деловало као елегантно решење, како из перспективе претпоставке о изентропности струјања, тако и из перспективе намераване примене модела за синтезу система управљања струјањем [2].

У симулацијама представљеним у претходним одељцима, као и у моделима аеротунела великих брзина доступним у литератури [68] [80] [101] [59] [61] [125] [97], претпостављено је да нема губитака у комори умирења, што имплицира једнакост притисака $p_{cv} = p_0$. У овом одељку је истражено какав је утицај евентуалног губитка притиска у комори умирења на одзив модела. У недостатку одговарајуће процене вредности коефицијента губитка притиска, у симулацијама су усвојене две вредности, $K = 1.1$ и $K = 2.0$, за два Махова броја, $M_{ts} = 1.5$ и $M_{ts} = 3.0$, а почетни услови су били следећи:

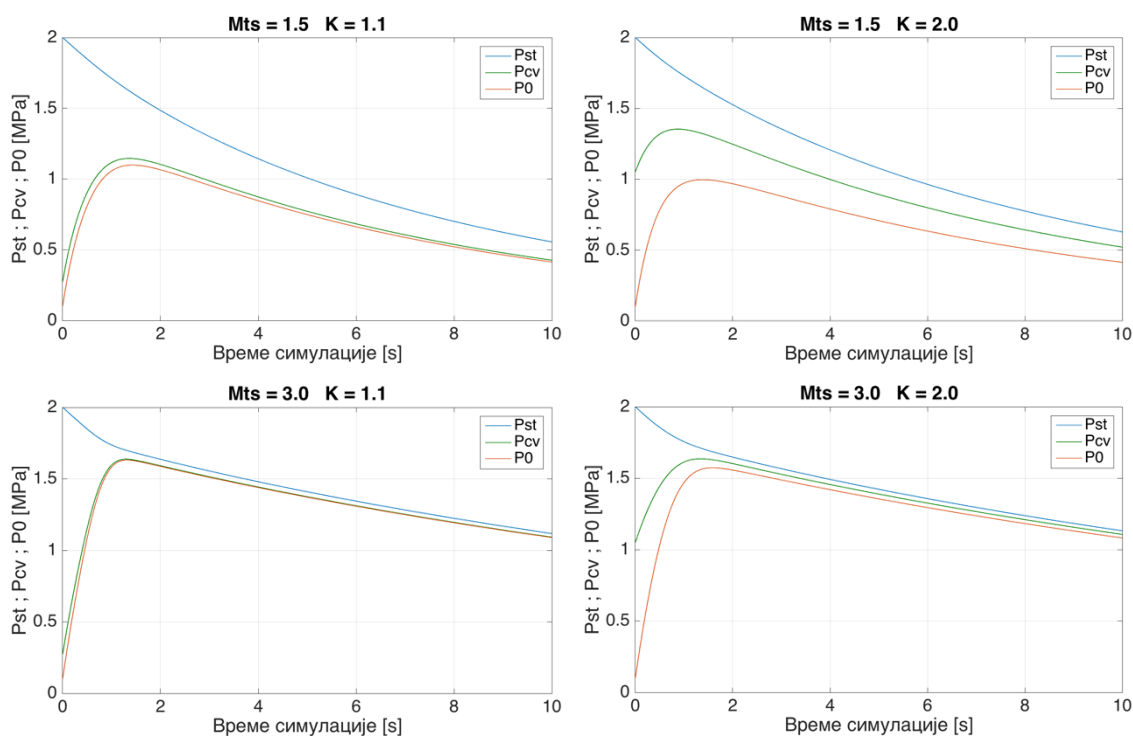
$$p_{st} = 2 \text{ МПа} ; p_0 = 0.1 \text{ МПа} ; A_{cv} = 1.80 \text{ m}^2 ; K = 1.1$$

$$p_{st} = 2 \text{ МПа} ; p_0 = 0.1 \text{ МПа} ; A_{cv} = 1.80 \text{ m}^2 ; K = 2.0.$$

Вредност коришћена за површину A_{cv} одговара максималној отворености управљачког вентила у аеротунелу Т-38.

Слика 4-13 даје резултате првих 10 s симулација, а приказана је промена притиска у резервоару (p_{st}), притиска у управљачком вентилу (p_{cv}) и притиска у комори умирења (p_0). Резултат који се одмах намеће је, слично као у претходна два одељка, велика разлика у одзиву између нижих и виших суперсоничних брзина. Утицај промене коефицијента губитка притиска је веома изражен за $M_{ts} = 1.5$, док је за $M_{ts} = 3.0$ скоро занемарљив. На оба Махова броја, за мали коефицијент губитака $K = 1.1$, притисак у управљачком

вентилу и комори умирења су доста слични. Међутим, за $K = 2.0$, на нижем Маховом броју је приметна велика разлика између притиска у управљачком вентилу (p_{cv}) и притиска у комори умирења (p_0). За исти коефицијент губитка, разлика између p_{cv} и p_0 је скоро занемарљива на вишем Маховом броју. То значи да ће, за исти притисак у комори умирења, струјање кроз управљачки вентил раније прећи из критичног у подкритично на нижим него на вишим суперсоничним брзинама, због мање разлике притиска у резервоару и притиска у управљачком вентилу. Масени проток кроз вентил у подкритичном режиму струјања је мањи од максималног, тако да са даљим падом притиска у резервоару одржавање масеног протока кроз млазник постаје све теже. Другим речима, управљачки вентил је мање ефикасан у подкритичном режиму струјања, а већи губитак притиска у комори умирења утиче на ранији прелазак критичног струјања са максималним протоком кроз вентил у мање ефикасно подкритично струјање.



Слика 4-13. Одзив модела за две вредности коефицијента губитка притиска у комори умирења на Маховим бројевима 1.5 и 3.0

На први поглед, велика разлика у одзиву модела између нижих и виших суперсоничних брзина за исти коефицијент губитка притиска делује неинтуитивно. Међутим, овај резултат је, попут претходних, добро утемељен у физичким принципима компресибилног струјања. Наиме, ниже суперсоничне брзине су типичне по већој површини грла млазника (Слика 4-9), а тиме и по већем масеном протоку. За њихово одржавање је потребна већа површина пресека управљачког вентила, која не погодује стварању услова за критично струјање, а ситуација се погоршава даљим падом притиска у резервоару током експеримента. Са друге стране, површина грла млазника на вишим суперсоничним брзинама подразумева мањи масени проток кроз млазник, за чије су одржавање довољне мање површине пресека управљачког вентила, које омогућавају дуже трајање критичног струјања, а тиме и већу ефикасност управљачког вентила.

Закључак претходне анализе је да узимање у обзир губитка притиска у комори умирења може да допринесе квалитету модела, нарочито у нижем опсегу суперсоничних брзина. Оно што представља изазов је процена тог губитка, о чему ће бити више речи у следећем поглављу.

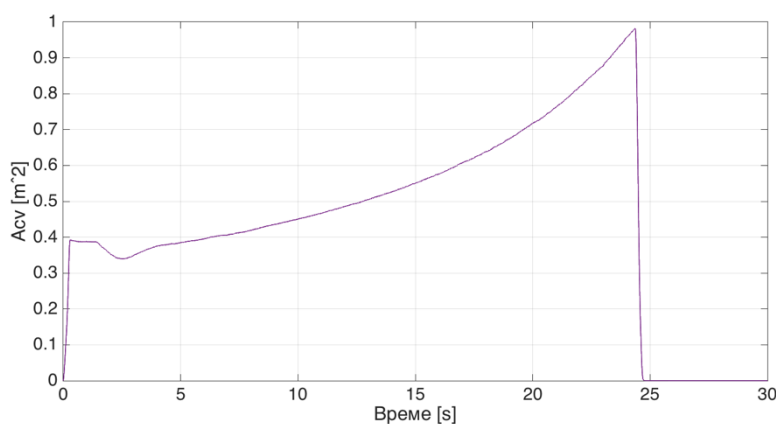
4.7 Експериментална верификација модела

Постоји више могућности за експерименталну верификацију модела развијеног и анализираног у претходним одељцима. Једна од стандардних могућности је провера модела директним експериментом у отвореној петљи, коју су неки аутори користили за проверу својих модела [61] [68]. Међутим, аеротунели коришћени за експерименте у отвореној петљи су инсталације са мањим Рејнолдсовим бројем, а тиме и са мањим динамичким оптерећењем. Одзив модела који је овде физички верификован користећи параметре аеротунела VTI T-38 (Слика 4-10) наговештава да би експеримент у отвореној петљи у таквом типу инсталације имао за резултат огромна динамичка оптерећења, због чега је искључена таква могућност.

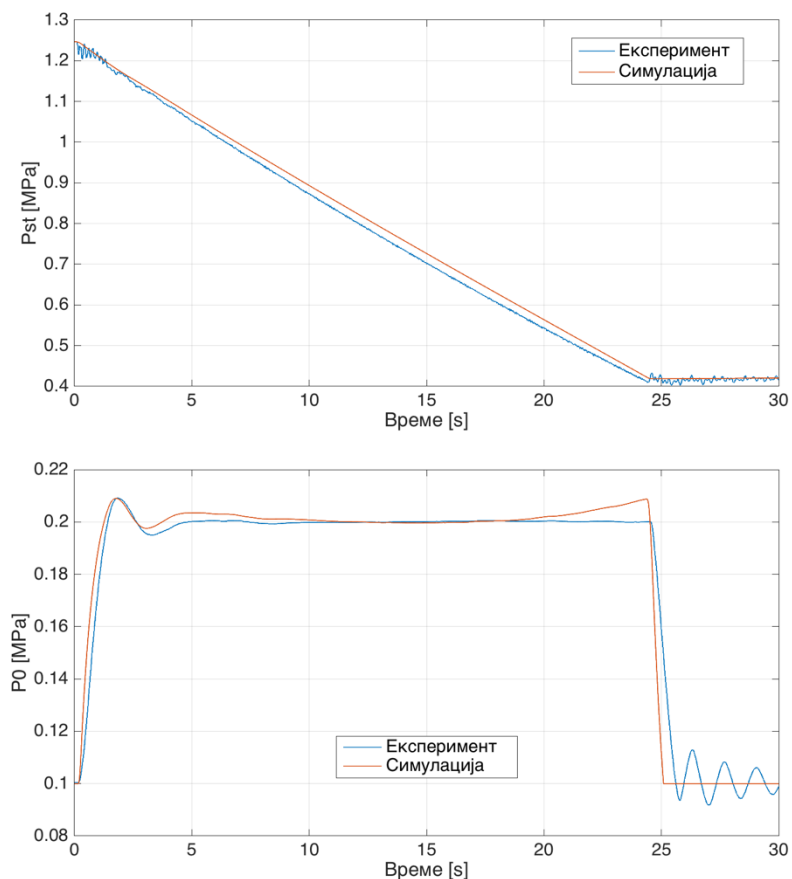
У случајевима система код којих експерименти у отвореној петљи нису могући или се не препоручују, једнако релевантна метода експерименталне

верификације модела је поређење понашања модела са понашањем моделованог процеса, односно директно поређење одзива модела са експерименталним подацима. Овде је коришћен такав приступ. Профили кретања управљачког вентила снимљени у ранијим експериментима у аеротунелу VTI T-38 су увођени у симулациони модел (Слика 4-3), после чега је одзив модела поређен са одговарајућим експерименталним подацима. Како је физичка верификација модела у претходном одељку показала значајне разлике између нижег и вишег опсега суперсоничних брзина, овде су представљени резултати експерименталне верификације за два Махова броја - $M_{ts} = 1.5$ и $M_{ts} = 3.0$. За познате профиле кретања управљачког вентила у експериментима на ова два Махова броја, притисак у резервоару (p_{st}) и притисак у комори умирења (p_0) снимљени у експериментима су поређени са одзивом модела добијеним у симулацијама за ова два параметра струјања. Коефицијент губитка притиска усвојен у моделу је $K = 1$, односно претпостављено је да нема губитка притиска у комори умирења. У складу са претходном анализом, очекује се да ће поређење резултата експеримената и симулације показати смисленост узимања у обзир губитака.

Слика 4-14 даје експериментални профил вентила за $M_{ts} = 1.5$, а Слика 4-15 поређење експеримента и симулације, односно поређење одзива аеротунела и одзива модела. Почетни притисак у резервоару током овог експеримента био је мањи од максималног, а исти тај притисак ($p_{st} = 1.2466$ МПа) је усвојен као почетни у симулацији.

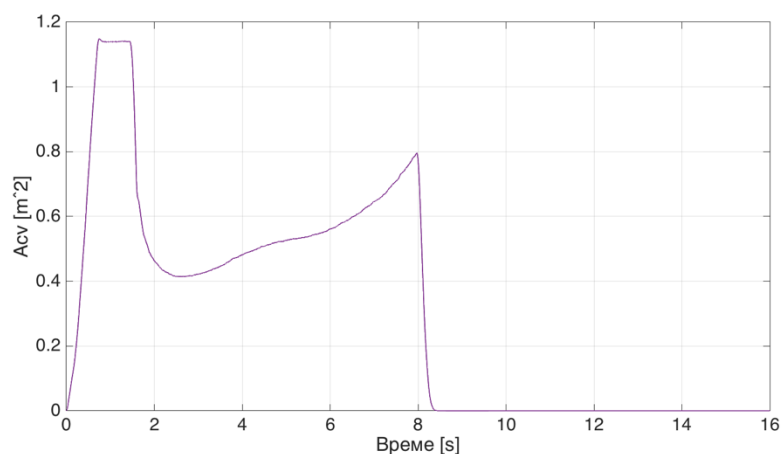


Слика 4-14. Експериментални профил кретања вентила за Махов број 1.5

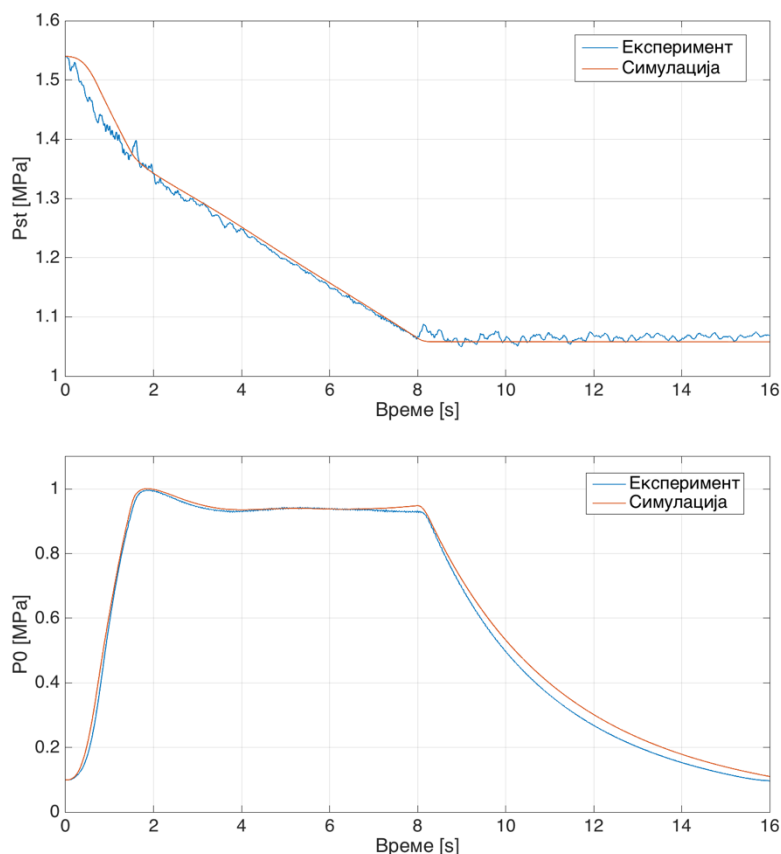


Слика 4-15. Поређење резултата из експеримента и симулације за притисак у резервоару и притисак у комори умирења на Маховом броју 1.5

Слика 4-16 и Слика 4-17 приказују експериментални профил вентила и поређење одзива аеротунела и одзива модела, респективно, за $M_{ts} = 3.0$. Почетни притисак у резервоару током овог експеримента, усвојен и као почетни притисак у симулацији, је $p_{st} = 1.5398$ МПа.



Слика 4-16. Експериментални профил кретања вентила за Махов број 3.0



Слика 4-17. Поређење резултата из експеримента и симулације за притисак у резервоару и притисак у комори умирења на Маховом броју 3.0

Поређење резултата експеримената и симулација на оба Махова броја показује добро слагање одзива аеротунела и одзива модела. На бази анализе утицаја коефицијента губитка притиска на одзив модела (одељак 4.6.3), очекивано је да модел боље симулира експеримент на $M_{ts} = 3.0$, где је утицај губитка притиска значајно мањи него на нижим суперсоничним брзинама. Слика 4-15 и Слика 4-17 потврђују предвиђање физичке анализе. Док је максимално одступање притиска у комори умирења у симулацији у односу на експеримент на $M_{ts} = 3.0$ око 2%, на $M_{ts} = 1.5$ је нешто више од 4%. Разлика је приметна и у средњем одступању, које износи око 1% и 2.5% на $M_{ts} = 3.0$ и $M_{ts} = 1.5$, респективно. Другим речима, симулација на $M_{ts} = 3.0$ боље прати тренд промене притиска у комори умирења у односу на симулацију на $M_{ts} = 1.5$. У оба случаја се разлика између експеримента и симулације повећава на крају експеримента. Разлог је то што у симулацијама није узет у обзир губитак притиска у комори умирења, а како се током експеримента овај губитак

повећава услед пада притиска у резервоару, очекивано је да се тај утицај примети на резултатима. Утицај је већи на $M_{ts} = 1.5$, где је због већег масеног протока већа и површина пресека вентила током експеримента.

Експериментална верификација модела аеротунела великих брзина показала је добро слагање модела са реалним системом. Ово слагање је доста боље на вишим него на нижим суперсоничним брзинама, а одступања се у оба случаја повећавају на завршетку експеримената. Као разлог ових одступања је идентификовано постојање губитка притиска у комори умирења, које није разматрано у симулацијама представљеним у овом одељку. Закључак је да увођење овог губитка у модел аеротунела може значајно да побољша квалитет симулација, нарочито на нижим суперсоничним брзинама, па се препоручује проналажење неке методе за процену губитка у комори умирења, како би његово разматрање било могуће у примени модела за синтезу система управљања струјањем.

4.8 Закључак

У овом поглављу је развијен математички модел (4.4) аеротунела великих брзина (4.1), базиран на контролним механизмима процеса струјања (4.2) и неколико претпоставки (4.3), а са циљем да се користи у синтези система за управљање струјањем у аеротунелима великих брзина. На основу математичког модела је развијен симулациони модел (4.5), који је омогућио физичку верификацију (4.6) и експерименталну верификацију (4.7) модела аеротунела великих брзина.

Укупно посматрано, на основу физичке и експерименталне верификације модела је разумно да се претпостави да математички модел (Табела 4-1), упркос уведеним претпоставкама, реално представља понашање аеротунела великих брзина. Такође, симулациони модел (Слика 4-3) развијен на основу математичког модела може да се сматра поузданим алатом у примени моделски оријентисаног приступа за синтезу управљања струјањем у аеротунелима великих брзина.

5 АНАЛИЗА СИСТЕМА УПРАВЉАЊА СТРУЈАЊЕМ У АЕРОТУНЕЛИМА ВЕЛИКИХ БРЗИНА

“Физика је најбољи оквир за размишљање ... све ствари се тако свде на фундаменталне истине и од њих почиње резоновање.”

Elon Musk (TED2013)

Први корак моделског приступа у развоју система управљања подразумева анализу потенцијалних решења на основу динамичких карактеристика модела процеса. Универзални модел аеротунела великих брзина који је развијен у претходном поглављу је физички и експериментално верификован као алат погодан за ову анализу.

У поглављу 3 је размотрено тренутно стање у области управљања струјањем у аеротунелима великих брзина. Заједничка карактеристика свих истраживања објављених у литератури, чак и оних у оквиру којих су развијани модели аеротунела, јесте непостојање систематског приступа. Таква ситуација је данас типична не само у области управљања струјањем у аеротунелима, већ и у широј области система управљања у општем случају. Последица је да се развој система управљања своди на дуготрајно и скупо тестирање више или мање коначних верзија управљачких система, док се не постигне жељени резултат. Како су практично сви системи, природни или технолошки, нелинеарни, у већини случајева се прибегава линеаризацији проблема око дискретних радних стања. Несумњиво је да се тако постижу резултати прихватљиви у пракси, али уз значајно већа улагања времена и новца. Трошкови ових решења нарочито ескалирају у комплексним системима који имају практично бесконачан број радних стања и бесконачан број почетних стања, обзиром да су за свако од тих стања и сваки од почетних

услова потребни посебни управљачки параметри. У пракси то подразумева подешавање управљачког система за сваку нову комбинацију радног стања и почетних услова.

Струјање у аеротунелима великих брзина је пример једног таквог комплексног нелинеарног процеса, са великим бројем радних стања и почетних услова. Нелинеарност овог процеса има више извора, а два примарна извора су динамика струјања компресибилног флуида и динамика управљачког вентила. Од процеса са овако израженом нелинеарношћу нормално се очекује велика осетљивост на промену почетних услова, а почетни услови се редовно мењају од једног до другог експеримента у аеротунелима. Развој управљачког система за процес линеаризован око сваке комбинације радног стања и почетних услова је теоријски могућ, али је у пракси дуготрајан и неефикасан.

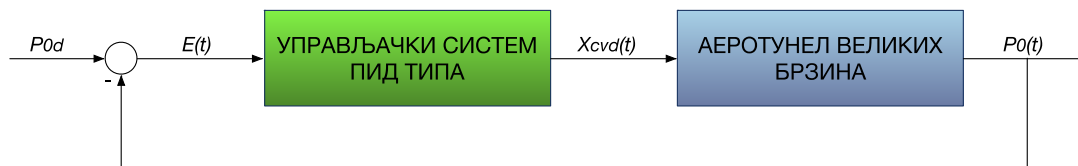
У одељку 5.1 овог поглавља је дата анализа приступа најчешће примењених у пракси за управљање притиском струјања у аеротунелима, са тежиштем на предностима и недостацима њихове примене из перспективе тачности и ефикасности рада аеротунела. Одељак 5.2 се бави анализом динамике процеса у аеротунелу, са циљем међусобног раздвајања утицаја динамике управљачког елемента и динамике струјања. Поред детаљне анализе аеродинамичког појачања управљачког вентила, у овом одељку је развијена метода за процењивање губитка притиска у комори умирења. У одељку 5.3 је предложена нова методологија управљања притиском струјања у аеротунелима великих брзина, базирана на каскадној пропорционално-интегрално-диференцијалној (ПИД) архитектури и компензацији поремећаја.

5.1 Анализа могућих приступа

5.1.1 Управљачки систем ПИД типа

Најчешће коришћено решење за управљање струјањем у аеротунелима великих брзина је пропорционално-интегрално-диференцијални (ПИД) алгоритам [136] [137] [138], у оквиру кога је управљачка величина жељена

позиција вентила, а управљана величина притисак у комори умирења, који се у аеротунелској пракси назива и притисак струјања [61] [68] [80] [81]. Слика 5-1 даје општи блок дијаграм овог типа управљања притиском струјања у аеротунелима великих брзина. На слици, p_{0d} је жељени притисак струјања, p_0 је тренутни притисак струјања, $E = p_{0d} - p_0$ је грешка управљања, а X_{cvd} је жељена позиција вентила као тренутни управљачки излаз.

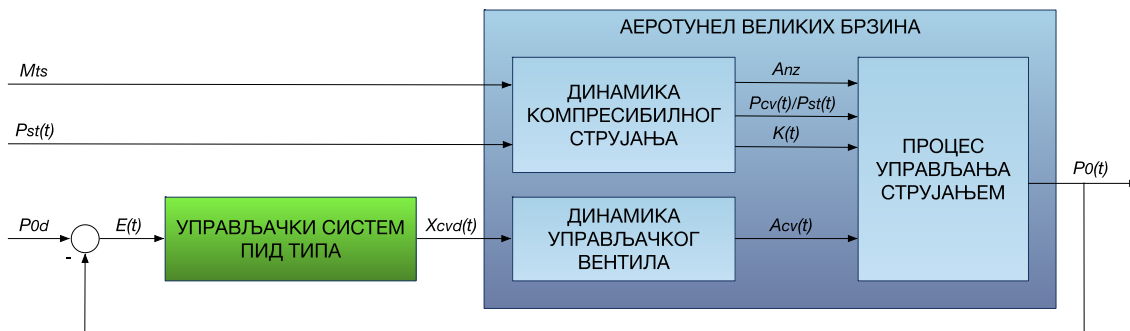


Слика 5-1. Управљачки систем ПИД типа за управљање притиском струјања

Преглед литературе у поглављу 3 је јасно показао да је већина решења за управљање притиском струјања базирана на ПИД алгоритму [68] [80] [61] [81] [97], а слична ситуација је и у управљању процесима у општем случају, где је више од 95% управљачких петљи ПИД типа. Популарност ПИД алгоритма делом може да се припише робусним перформансама у широком спектру радних услова, а делом функционалној једноставности [79]. Међутим, примена ПИД алгоритма за управљање притиском струјања на начин који представља Слика 5-1 подразумева суочавање са неколико проблема.

Први очигледан проблем је коришћење линеарног ПИД управљања за процес који се одвија између управљачког улаза (X_{cvd}) и управљаног излаза (p_0), а који је суштински нелинеаран. Нелинеарност има два извора, а то су динамика струјања компресибилног флуида и динамика управљачког вентила. Слика 5-2 даје приказ примене ПИД управљачког система (Слика 5-1) проширен динамиком процеса који се одвија у аеротунелима великих брзина, на основу модела развијеног у претходном поглављу (Табела 4-1).

Процес у аеротунелу великих брзина приказан на слици односи се на постизање и одржавање жељене вредности притиска струјања (p_{0d}) под дејством управљачког система чији је излаз жељена позиција вентила (X_{cvd}), а под утицајем динамике струјања и динамике управљачког вентила.



Слика 5-2. Управљачки систем ПИД типа и динамика процеса у аеротунелима великих брзина

Динамика управљачког вентила подразумева постизање одговарајуће површине пресека вентила A_{cv} на основу жељене позиције вентила X_{cvd} . Нелинеарност ове динамике може да буде резултат нелинеарности геометријске везе површине пресека и позиције вентила $A_{cv} = f(X_{cvd})$ и нелинеарности динамике актуатора који покреће управљачки вентил.

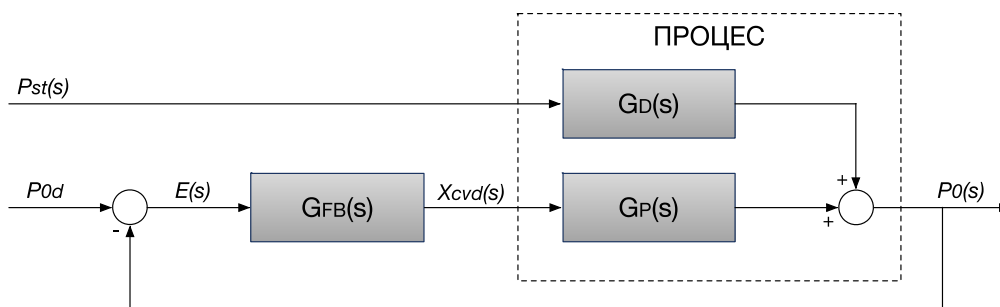
Динамика компресибилног струјања се односи на пад притиска у управљачком вентилу (p_{cv}/p_{st}) и пад притиска у комори умирења, који је представљен коефицијентом губитка притиска (K). Махов број експеримента (M_{ts}) утиче на динамику струјања преко површине грла млазника (A_{nz}). Мада се A_{nz} не мења током експеримента, утицај Маховог броја је нелинеаран у радном опсегу аеротунела.

Динамика управљачког вентила и динамика компресибилног струјања се комбинују у складу са основним законима одржања масе и енергије, а излаз овог процеса је притисак струјања (p_0).

Притисак у резервоару је поремећајна променљива процеса са утицајем на динамику компресибилног струјања. Дејство поремећаја је део процеса који управљачки алгоритам типа ПИД не компензује директно, већ преко његовог ефекта на променљиву процеса (p_0).

Веза улазних, излазних и поремећајних променљивих може прегледније да се представи у Лапласовом домену (Слика 5-3). $G_{FB}(s)$ је преносна функција ПИД управљачког система, $G_P(s)$ је преносна функција укупног процеса у аеротунелу, а $G_D(s)$ је преносна функција поремећаја.

Када се упореде Слика 5-2 и Слика 5-3, постаје лакше повезивање примењеног управљачког приступа и динамике процеса у аеротунелу. Преносна функција процеса $G_P(s)$ је комбиновани резултат динамике управљачког вентила и динамике струјања у складу са основним законима одржања, док је преносна функција поремећаја $G_D(s)$ искључиво резултат динамике струјања.



Слика 5-3. Систем управљања притиском струјања ПИД типа у Лапласовом домену

Мада на први поглед делује да је овај приступ сасвим коректан, нешто дубље разматрање открива проблем који није карактеристичан само за процесе у аеротунелима, већ у општем случају за све системе у којима се користи неки облик управљања струјањем. Проблем је у томе што је активно управљање струјањем увек индиректно, односно у томе што неки управљачки елемент управља неким параметром струјања, при чему се динамика процеса у управљачком елементу и динамика струјања неминовно разликују, а у већини случајева су и изразито нелинеарне.

Основни узрок проблема су најчешће различите временске константе процеса у управљачком вентилу и процеса струјања. У аеротунелима великих брзина прекидног дејства, због ограниченог трајања експеримента, неопходно је да управљачки вентили имају веома брз одзив. Захтеви су такви да стандардни индустријски вентили најчешће не могу да испуне потребне критеријуме без модификације [60], а у неким аеротунелима се управљачки вентили пројектују заједно са остатком инсталације [62] [81]. Са друге стране, одзив притиска струјања на промену позиције вентила је спорији процес. На почетку експеримента, приликом успостављања струјања, у првој половини секунде или чак првој секунди после отварања вентила неће доћи до

значајног раста притиска струјања [80]. Након успостављања струјања, одзив притиска струјања на промену позиције вентила такође неће бити тренутан. Другим речима, временска константа процеса кретања управљачког вентила је бар неколико пута мања од временске константе процеса промене притиска струјања. Поред тога, однос временских константи процеса у управљачком вентилу и процеса струјања није константан, како због нелинеарности геометрије вентила и нелинеарности у раду актутора који покреће вентил, тако и због нелинеарности компресибилног струјања у односу на Махов број, која се огледа у већим временским константама на већим Маховим бројевима, карактеристичним по малом масеном протоку.

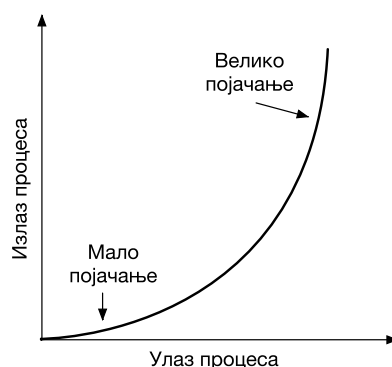
Последица претходно описаног управљачког приступа је да се сви поремећаји у раду управљачког вентила, који могу да доведу до промене нелинеарности процеса који се у њему одвија, директно преносе на управљању величину, односно на притисак струјања у овом случају. Обзиром да је динамика управљачког вентила интегрисана у укупан процес без познавања њеног изолованог утицаја, свака промена ове динамике се манифестује као промена укупне динамике процеса у аеротунелу. Управљачки систем ПИД типа реагује на ове поремећаје тек када се осети њихов ефекат на управљању променљиву (p_0). Како процес промене притиска има већу временску константу од временске константе вентила, очигледно је да овај приступ није ефикасан у компензацији поремећаја који су резултат бржег процеса у управљачком вентилу. У идеалном случају, поремећаји процеса у вентилу би требало да се компензују у оквиру истог тог процеса, без утицаја на управљање струјањем. Да би се то остварило, неопходно је познавање изоловане динамике управљачког вентила, односно њеног удела у динамици укупног процеса који се одвија у аеротунелу.

Са друге стране, најважнија поремећајна променљива у раду аеротунела прекидног дејства је притисак у резервоару (p_{st}), који се непрекидно смањује током експеримента. Физички утицај овог поремећаја је ограничен на динамику компресибилног струјања, али применом горњег управљачког приступа се утицај преноси на укупан процес у аеротунелу, укључујући процес у управљачком вентилу. Како је динамика вентила увек нелинеарна, то значи

да иста промена притиска у резервоару неће имати исти утицај на укупан процес за различите позиције вентила. Управљачки систем који компензује утицај промене притиска у резервоару на основу утицаја на читав процес, укључујући динамику вентила, применљив је само на конкретну инсталацију. Када би се утицај промене притиска у резервоару компензовао само на основу утицаја на процес струјања, управљачки систем би био применљив на све аеротунеле прекидног дејства, без обзира на карактеристике управљачког вентила. Међутим, да би овај систематски приступ био могућ, опет је неопходно познавање изоловане динамике управљачког вентила, односно њеног удела у динамици укупног процеса који се одвија у аеротунелу.

У општем случају, без обзира на дејство поремећаја, применом ПИД алгоритма управљања комплексна веза између динамике управљачког вентила и динамике струјања узима се у обзир само на основу промене притиска струјања (p_0) као излазне променљиве процеса. Улаз у ПИД управљачки систем је разлика жељеног и тренутног притиска струјања, а управљачки излаз позиција вентила. Кашњење процеса промене притиска струјања због веће временске константе процеса струјања увек има за резултат неко кашњење у реаговању вентила на промену притиска, односно слабије перформансе управљачког система у компензовању поремећаја.

Слика 5-4 даје пример нелинеарног процеса, који у једном опсегу улаза има мало појачање, а у другом опсегу улаза велико појачање. Да би ПИД алгоритам имао задовољавајуће перформансе у читавом опсегу улаза примењује се неколико решења.

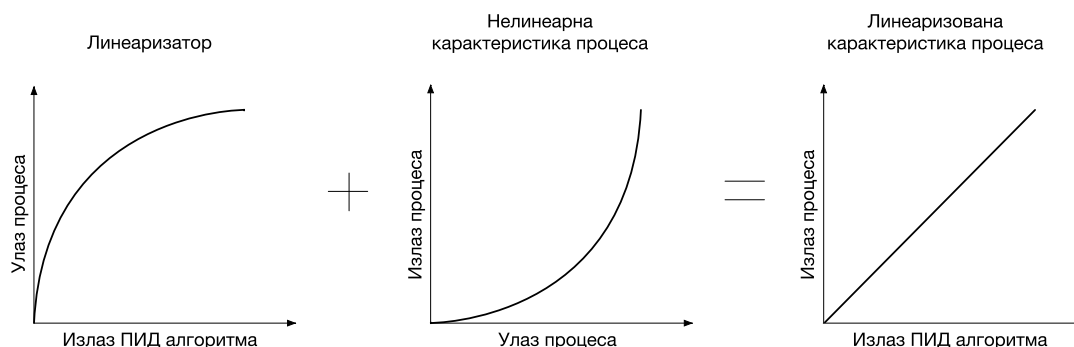


Слика 5-4. Пример нелинеарне карактеристике процеса

Ако би се ПИД алгоритам директно применио на процес приказан на слици, због стабилности би његово подешавање морало да се обавља тако да параметри одговарају максималном појачању процеса. Међутим, исти ти параметри би имали веома пригушено дејство за мања појачања процеса [139] [140]. Овај приступ није прихватљив за изразито нелинеарне процесе, пошто са нелинеарношћу расте и грешка управљања.

Решење које се намеће ако претходни приступ није могућ је подела опсега улаза на одређени број сегмената који су приближно линеарни, после чега би ПИД параметри требало да се подешавају зависно од појачања процеса које одговара сваком сегменту. Већи број сегмената свакако резултује квалитетнијим и тачнијим управљањем, али уз улагање значајно више времена у подешавање параметара за сваки сегмент појединачно.

Још један приступ који може да помогне да ПИД алгоритам управљања има релативно добре перформансе у читавом радном опсегу нелинеарног процеса подразумева линеаризацију карактеристике процеса (Слика 5-5). Линеаризатор који може да буде у облику управљачког блока, функционалне зависности или табеле се поставља између излаза ПИД управљачког система и улаза процеса. Линеаризована карактеристика процеса омогућава да се за било који излаз управљачког система оствари константно појачање процеса.



Слика 5-5. Линеаризовање карактеристике процеса

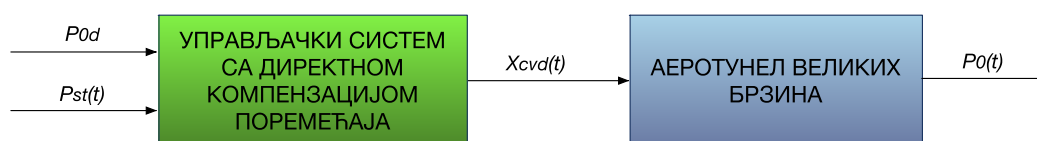
Упркос ограничењима, поменути приступи у примени ПИД алгоритма управљања на нелинеаран процес струјања у аеротунелима великих брзина омогућавају да се једноставан и робустан управљачки систем користи у читавом радном опсегу, а да управљање процесом буде стабилно. Прихватање

нешто слабије тачности управљања струјањем има оправдање у жељи да се постигне економичан и поуздан рад аеротунела. Аутори који су применили решења за управљање струјањем базирана на ПИД алгоритму обично наводе тачност управљања притиском струјања око 1% до 2% [68] [80] [61].

5.1.2 Управљачки систем са директном компензацијом поремећаја

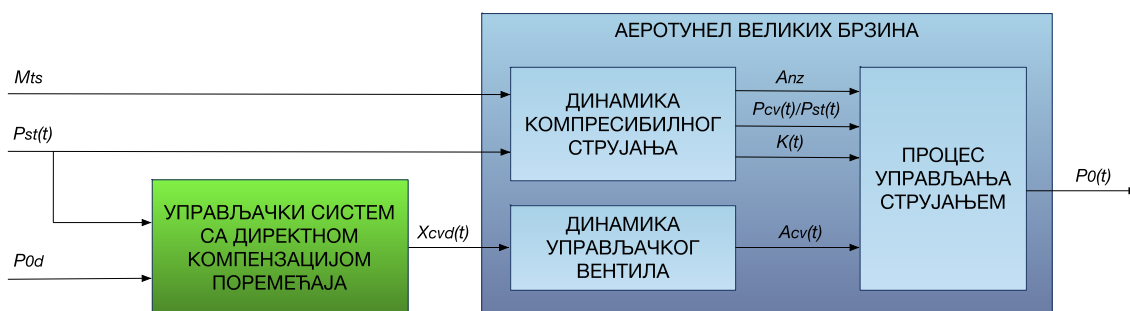
Поред управљачких система ПИД типа који доминирају у прегледу литературе у поглављу 3, било је покушаја примене директне компензације поремећаја [103] [104]. Аутори су ово решење назвали претходно програмирани управљачки систем, како би нагласили да се ради о систему без повратне спреге. Такви системи су у пракси били резултат потпуно хеуристичког приступа, а управљање се ослањало на то да за сваку комбинацију притиска струјања и Маховог броја постоји тачно дефинисан профил кретања вентила, којим се компензују поремећаји у тим радним условима.

Међутим, модел аеротунела (Табела 4-1) развијен у претходном поглављу даје нешто другачију слику. Наиме, за сваку комбинацију притиска струјања и Маховог броја стално је присутан један поремећај који директно утиче на масени проток кроз вентил, а то је притисак у резервоару. Оптималан профил кретања вентила за исту комбинацију притиска струјања и Маховог броја може значајно да се разликује за различите почетне вредности притиска у резервоару. На бази тога би, уместо поменутог решења, могао да се примени алгоритам управљања који би на основу жељене вредности притиска струјања (p_{0d}) и мерене вредности притиска у резервоару (p_{st}) рачунао жељену позицију управљачког вентила (X_{cvd}). Слика 5-6 приказује блок дијаграм таквог система управљања.



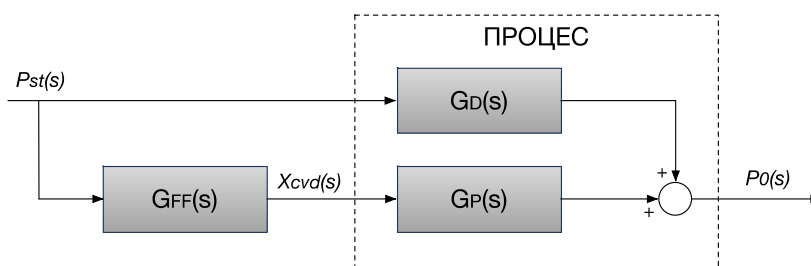
Слика 5-6. Управљачки систем са директном компензацијом поремећаја за управљање притиском струјања

Да би овај алгоритам управљања без повратне спреге био довољно робусан неопходно је да постоји добра аналитичка зависност између мереног поремећаја, који представља улаз у управљачки систем (p_{st}) и жељене позиције вентила, која је управљачки излаз (X_{cvd}). Притисак у резервоару, који представља поремећај у овом процесу, утиче на динамику компресибилног струјања (Слика 5-7). Међутим, управљачки систем компензује поремећај дејством на управљачки вентил, што значи да у управљачком алгоритму мора да се узме у обзир комплексна веза између динамике вентила и динамике компресибилног струјања.



Слика 5-7. Управљачки систем са директном компензацијом поремећаја и динамика процеса у аеротунелима великих брзина

Слика 5-8 приказује везу улазних, излазних и поремећајних променљивих у Лапласовом домену. $G_{FF}(s)$ је преносна функција управљачког система са директном компензацијом поремећаја, $G_P(s)$ је преносна функција процеса, а $G_D(s)$ је преносна функција поремећаја.



Слика 5-8. Систем управљања притиском струјања са директном компензацијом поремећаја у Лапласовом домену

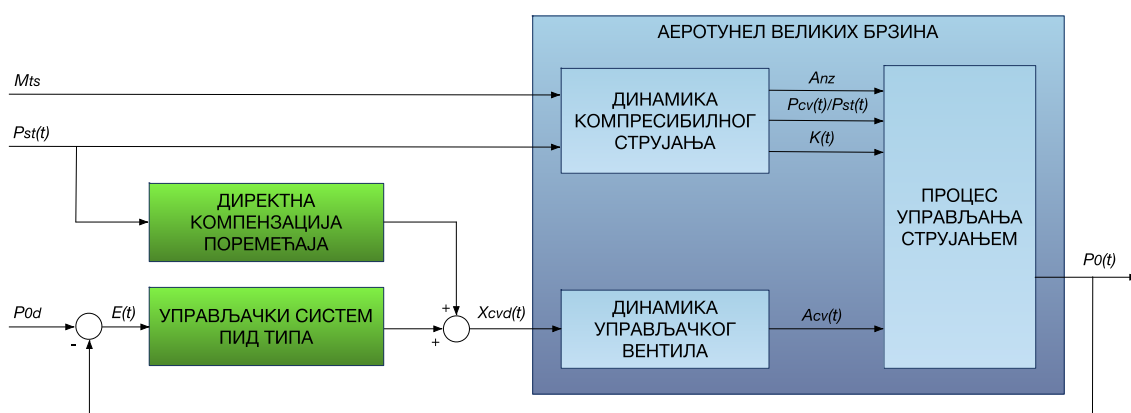
За разлику од система са повратном спрегом разматраног у претходном одељку, код кога веза између динамике вентила и динамике струјања утиче на управљање само на бази излазне променљиве процеса (p_0), односно њеног

одступања од жељене вредности ($p_{0d} - p_0$), код система са директном компензацијом поремећаја ова веза утиче на управљање само на бази поремећајне променљиве (p_{st}). Обе ове променљиве, p_0 и p_{st} , представљају променљиве стања у моделу аеротунела развијеном у претходном поглављу (Табела 4-2). То значи да се појединачном применом било ког од претходна два алгоритма из управљања изоставља информација о једном делу процеса, односно управљање је базирано на делимичним информацијама о процесу. Логично решење које се намеће у циљу превазилажења овог недостатка је комбиновање претходне две методе.

5.1.3 Управљачки систем ПИД типа са директном компензацијом поремећаја

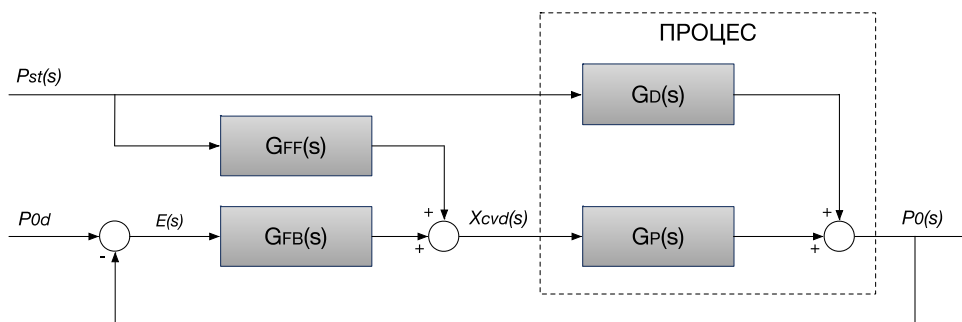
Комбиновањем управљачког алгоритма ПИД типа и управљачког алгоритма са директном компензацијом поремећаја очекује се превазилажење мањкавости које описани алгоритми имају када се примењују појединачно. Као резултат ове комбинације, управљање се формира на основу потпуније информације о процесу, односно на основу променљиве процеса (p_0) и поремећајне променљиве (p_{st}).

Слика 5-9 даје блок дијаграм овог комбинованог типа управљања притиском струјања у аеротунелима великих брзина, као и начин његовог деловања на динамику процеса у аеротунелу.



Слика 5-9. Управљачки систем ПИД типа са директном компензацијом поремећаја и динамика процеса у аеротунелима великих брзина

Слика 5-10 приказује претходни блок дијаграм у Лапласовом домену. $G_{FB}(s)$ је преносна функција ПИД управљачког система, $G_{FF}(s)$ је преносна функција управљачког система са директном компензацијом поремећаја, $G_P(s)$ је преносна функција процеса, а $G_D(s)$ је преносна функција поремећаја.



Слика 5-10. Систем управљања притиском струјања ПИД типа са директном компензацијом поремећаја у Лапласовом домену

Променљиве p_0 и p_{st} су резултат сложене везе између динамике управљачког вентила и динамике компресибилног струјања, и као такве носе у себи велики део информација о процесу који се одвија у аеротунелу. Управљање базирано на обе променљиве би требало да има боље перформансе од управљања базираног на само једној од њих, како у смислу тачности, тако и у смислу дејства на поремећаје. Део управљања који се бави компензацијом поремећаја делује тако што директно елиминише ефекат мереног поремећаја, пре него што он постане приметан на променљивој процеса (p_0). Део управљања са повратном спрегом елиминише ефекат осталих евентуалних поремећаја на променљиву процеса на основу мерења њене вредности и упоређивања са жељеном вредношћу (p_{od}). Ако је избор мереног поремећаја такав да се његовом компензацијом елиминише већи део нелинеарности процеса, и ако је алгоритам компензације добро дефинисан, тачност ПИД алгоритма може да буде значајно побољшана у односу на ситуацију када се на исти процес примени без компензације поремећаја.

Комбиновањем ПИД алгоритма са директном компензацијом поремећаја, упркос очекиваном и вероватном побољшању квалитета управљања, ипак не могу да се реше два најважнија проблема уочена у претходној анализи. Први од њих се односи на различите временске константе процеса у управљачком

вентилу и процеса компресибилног струјања, типичне за аеротунеле великих брзина прекидног дејства. Последица тога је да ПИД петља која управља споријим процесом успостављања и одржавања притиска струјања не може на одговарајући начин да реагује на потенцијалне поремећаје у бржем процесу који се одвија у управљачком вентилу. Приступ којим би био решен и овај проблем подразумевао би посебне петље за спорији и бржи процес, односно једну петљу која се бави процесом у вентилу, а друга процесом струјања. Предуслов за имплементацију овакве методе управљања представља могућност међусобног раздвајања динамике управљачког вентила и динамике компресибилног струјања. Изазов је велики када се има и виду њихова сложена нелинеарна веза у оквиру процеса који се одвија у аеротунелу, а једно од могућих решења је представљено у одељку 5.2.1.

Други проблем се односи на процењивање притиска иза управљачког вентила (p_{cv}), односно губитка притиска у комори умирења (K), што је неопходно за развој доброг алгоритма за директну компензацију поремећаја. Аутори су у већини истраживања прибегавали претпоставци да је притисак иза управљачког вентила заправо једнак притиску струјања ($p_{cv} = p_0$), односно да се у комори умирења иза управљачког вентила одвија савршена експанзија ($K = 1$). У моделу развијеном у поглављу 4 је остављена могућност узимања у обзир коефицијента губитка притиска K , како би се у овој дисертацији утврдила оправданост његовог занемаривања у осталим истраживањима. У одељку 5.2.2 је предложена итеративна нумеричка метода за процењивање губитка притиска на основу експерименталних података, која је примењена на податке из експеримената у аеротунелу VT1 T-38.

5.2 Анализа динамике процеса у аеротунелу

Кроз анализу динамике процеса у аеротунелу, у овом одељку се предлажу решења за два највећа проблема у предвиђању одзива аеротунела на промене улазних параметара. Први проблем представља разумевање аеродинамичког појачања управљачког вентила, са јасно дефинисаним доприносима динамике струјања и динамике вентила. Други проблем, који директно проистиче из

првог, односи се на процењивање губитка притиска услед експанзије у комори умирења, иза управљачког вентила.

5.2.1 Аеродинамичко појачање управљачког вентила

У анализи могућих приступа у управљању притиском струјања, датој у претходном одељку, уочава се да је управљачки улаз процеса жељена позиција вентила (X_{cvd}), док је излаз процеса притисак струјања (p_0). Веза ове две променљиве, $p_0 = p_0(X_{cvd})$, у себи садржи комплексну нелинеарну везу динамике управљачког вентила и динамике компресибилног струјања. Могућност да се ове динамике међусобно раздвоје, чиме би се могло да се постигне одвојено управљање њиховим ефектима на процес у аеротунелу, биће размотрена у овом одељку. У том смислу, веза излаза и улаза процеса се овде дефинише у облику аеродинамичког појачања процеса:

$$\frac{dp_0}{dX_{cvd}} = \frac{dp_0}{dA_{cvd}} \frac{dA_{cvd}}{dX_{cvd}} \quad (5.1)$$

Први члан (dp_0/dA_{cvd}) представља промену притиска струјања за јединичну промену жељене површине пресека вентила, и он је резултат динамике струјања кроз аеротунел. Други члан (dA_{cvd}/dX_{cvd}) представља промену жељене површине пресека вентила за јединичну промену његове жељене позиције, и он је у потпуности дефинисан геометријом вентила.

Жељене вредности позиције вентила (X_{cvd}), односно површине његовог пресека (A_{cvd}), представљају излаз управљачког система. Међутим, стварна позиција вентила (X_{cv}), односно стварна површина пресека вентила (A_{cv}), резултат су динамике управљачког вентила, која зависи од методе управљања вентилом и динамике сензора и актуатора. Веза $X_{cv} = X_{cv}(X_{cvd})$ је део процеса који представља динамику вентила. Како би се и ова динамика укључила у разматрање, дефинише се аеродинамичко појачање управљачког вентила:

$$\frac{dp_0}{dX_{cv}} = \frac{dp_0}{dA_{cvd}} \frac{dA_{cvd}}{dX_{cvd}} \frac{dX_{cvd}}{dX_{cv}} \quad (5.2)$$

где чланови са десне стране израза представљају динамику компресибилног струјања, геометрију вентила и динамику вентила, респективно.

Да први члан (dp_0/dA_{cvd}) не зависи од геометријских и динамичких карактеристика вентила може да се покаже помоћу модела аеротунела развијеног у претходном поглављу. У циљу једноставности биће разматрано стационарно струјање, после успостављања и стабилизовања око константне вредности притиска струјања (p_0), што одговара другој фази управљања притиском струјања (Слика 3-4). Према једначини континуитета, у тој фази би масени проток кроз управљачки вентил (\dot{m}_{cv}) требало да буде једнак масеном протоку кроз млазник (\dot{m}_{nz}). Изједначавањем једначина (4.18) и (4.29) добија се следећи израз:

$$\sqrt{\frac{2\kappa}{R(\kappa-1)}} A_{cvd} \frac{p_{st}}{\sqrt{T_{st}}} \left(\frac{p_{cv}}{p_{st}}\right)^{\frac{1}{\kappa}} \sqrt{1 - \left(\frac{p_{cv}}{p_{st}}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} = \sqrt{\frac{\kappa}{R}} \left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}} A_{nz} \frac{p_0}{\sqrt{T_0}} \quad (5.3)$$

где је са леве стране знака једнакости израз за масени проток кроз вентил (\dot{m}_{cv}), а са десне стране израз за масени проток кроз млазник (\dot{m}_{nz}). У контексту претходне анализе у овом поглављу, површина пресека вентила (A_{cv}) је означена као жељена површина пресека вентила (A_{cvd}), која представља резултат управљања.

Трансформацијом претходне једначине се добија следећи израз за притисак струјања:

$$p_0 = \sqrt{\frac{2}{(\kappa-1)} \left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}} \frac{A_{cvd}}{A_{nz}} \left(\frac{p_{cv}}{p_{st}}\right)^{\frac{1}{\kappa}} \sqrt{1 - \left(\frac{p_{cv}}{p_{st}}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} \quad (5.4)$$

У циљу сажетијег писања дефинише се следећа функција масеног протока:

$$F = \left(\frac{p_{cv}}{p_{st}}\right)^{\frac{1}{\kappa}} \sqrt{1 - \left(\frac{p_{cv}}{p_{st}}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} \quad (5.5)$$

Аеродинамичко појачање вентила (dp_0/dX_{cv}) се добија диференцирањем једначине (5.4) и коришћењем израза (4.30) за површину грла млазника:

$$\frac{F}{p_0} \frac{dp_0}{dX_{cv}} = \frac{dF}{dX_{cv}} + \frac{F}{A_{cvd}} \frac{dA_{cvd}}{dX_{cv}} \quad (5.6)$$

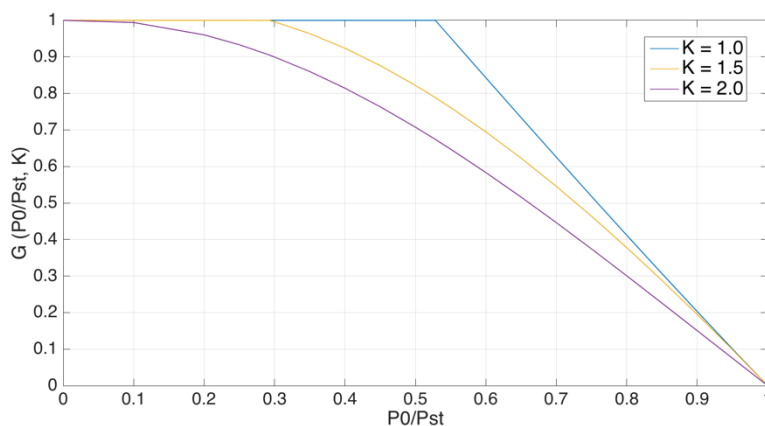
Једначина (5.6) се после диференцирања и коришћења израза за губитак притиска у комори умирења (4.21) трансформише на следећи начин:

$$\frac{\frac{1}{p_0} \frac{dp_0}{dX_{cv}}}{\frac{1}{A_{cvd}} \frac{dA_{cvd}}{dX_{cv}}} = \frac{F}{F - \frac{1 - \frac{\kappa + 1}{2} \left(\frac{p_{cv}}{p_{st}}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}{F\kappa \left(\frac{p_{cv}}{p_{st}}\right)^{\kappa-1}} \frac{1}{K} \frac{p_0}{p_{st}}} = G\left(\frac{p_0}{p_{st}}, K\right) \quad (5.7)$$

Израз на левој страни једначине представља релативну промену притиска струјања са релативном променом жељене површине пресека вентила. Ова промена заправо представља релативно аеродинамичко појачање вентила које може да се припише само динамици компресибилног струјања, без утицаја његових геометријских и динамичких карактеристика. Даљом трансформацијом (5.7) добија се следећа релација за промену притиска струјања за јединичну промену жељене површине вентила:

$$\frac{dp_0}{dA_{cvd}} = \frac{A_{cvd}}{p_0} G\left(\frac{p_0}{p_{st}}, K\right) \quad (5.8)$$

Једначина (5.8) је израз за први члан у релацији за аеродинамичко појачање управљачког вентила (5.2), и она представља део аеродинамичког појачања вентила које је резултат искључиво динамике струјања у аеротунелу. Како је претходна зависност у потпуности добијена применом универзалног модела аеротунела великих брзина прекидног дејства развијеног у претходном поглављу, она је применљива на све аеротунеле тог типа. Слика 5-11 приказује релативну промену притиска струјања са релативном променом жељене површине пресека вентила, која заправо представља ефекат динамике компресибилног струјања на аеродинамичко појачање вентила.



Слика 5-11. Ефекат динамике компресибилног струјања на аеродинамичко појачање управљачког вентила у аеротунелима великих брзина

Релативна промена притиска струјања са релативном променом површине пресека вентила на горњој слици приказана је за три вредности губитка притиска у комори умирења, $K = 1.0; 1.5; 2.0$. На мањим вредностима односа притисака p_0/p_{st} вредност појачања је $G = 1$, без обзира колики је губитак у комори умирења. Другим речима, за мале вредности односа притисака, ако се површина пресека вентила промени за 1%, притисак струјања се такође промени за 1%. У таквим условима је струјање кроз вентил критично.

На однос притисака на коме струјање престаје да буде критично најважнији утицај има губитак притиска у комори умирења (K). Што је већа вредност K , већи је губитак притиска у комори умирења, а мањи је однос притисака p_0/p_{st} на коме струјање кроз вентил престаје да буде критично. Тај однос притисака је $p_0/p_{st} = 0.5283$ за $K = 1.0$ (нема губитка притиска у комори умирења), док за $K = 1.5$ износи $p_0/p_{st} = 0.2925$, а за $K = 2.0$ је $p_0/p_{st} = 0.0567$.

Дакле, за случај критичног струјања је утицај динамике компресибилног струјања на аеродинамичко појачање вентила лако предвидив. Релативно појачање G једнако је 1, а масени проток кроз вентил је максималан и зависи само од услова испред вентила, односно од притиска у резервоару (p_{st}). Међутим, када струјање кроз вентил није критично, неопходно је познавање губитка притиска у комори умирења како би се повезао притисак струјања (p_0) са притиском у резервоару (p_{st}), на основу чега може да се предвиди аеродинамичко појачање вентила.

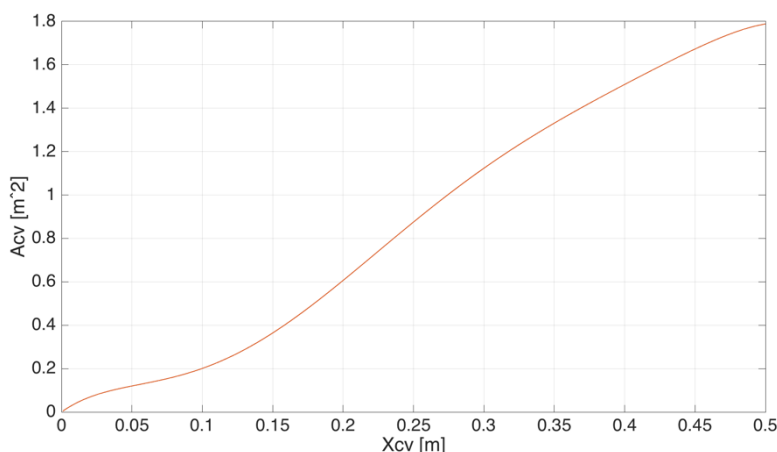
Други члан (dA_{cvd}/dX_{cvd}) у изразу (5.2) за аеродинамичко појачање управљачког вентила представља промену жељене површине пресека вентила (A_{cvd}) са променом жељене позиције вентила (X_{cvd}). Веза између ове две променљиве заправо представља везу између динамике струјања и динамике вентила, које се комбинују у оквиру основних закона одржања. Жељена површина пресека вентила је резултат примене закона одржања масе и енергије на струјање у аеротунелу, односно резултат динамике струјања, док је жељена позиција вентила улаз процеса који се одвија у вентилу, а резултат динамике тог процеса је тренутна позиција вентила (X_{cv}). Динамику процеса у вентилу описује трећи члан (dX_{cvd}/dX_{cv}) у изразу (5.2) за аеродинамичко појачање управљачког вентила. Овај члан зависи од динамике

сензора и актуатора који су део управљачког система вентила, као и од методе управљања позицијом вентила. Зависно од изабране методе, овај члан може да буде различит за исти вентил. Међутим, други члан је јединствен за сваки управљачки вентил и зависи искључиво од његове геометрије.

Геометријска веза површине пресека и позиције управљачког вентила је углавном нелинеарна. На пример, у аеротунелу VTI T-38 може да се представи следећим полиномом шестог степена:

$$A_{cv} = -2279.8 X_{cv}^6 + 3765.3 X_{cv}^5 - 2345.6 X_{cv}^4 + 665.7 X_{cv}^3 - 71.7 X_{cv}^2 + 4.6 X_{cv} \quad (5.9)$$

Слика 5-12 даје графички приказ ове зависности.



Слика 5-12. Геометријска веза површине пресека и позиције управљачког вентила у аеротунелу VTI T-38

Из претходне анализе произилази да је највећи проблем у одређивању аеродинамичког појачања управљачког вентила несигурност у одређивању карактеристика струјања кроз вентил, а основни узрок су тешкоће у процењивању губитка притиска у комори умирења.

5.2.2 Процењивање губитка притиска у комори умирења

Непознавање губитка притиска у комори умирења је највећа препрека у добијању модела аеротунела који је довољно тачан да може поуздано да се користи за предвиђање одзива на промене разних улазних параметара. Преглед литературе дат у поглављу 3 показао је да је већина аутора који су

моделе аеротунела користили у синтези система за управљање струјањем једноставно занемаривала ове губитке, претпостављајући да се у комори умирења одвија савршена експанзија гаса. Међутим, поређење модела аеротунела великих брзина развијеног у поглављу 4 са експерименталним подацима показало је да занемаривање губитка притиска у комори умирења доводи до одступања резултата симулације од резултата експеримента. Ова одступања су била све израженија са падом притиска у резервоару током експеримента, када струјање кроз управљачки вентил престане да буде критично струјање са максималним протоком.

У моделу аеротунела великих брзина (Табела 4-1) је предложено узимање у обзир губитка притиска увођењем коефицијента (K), који је дефинисан једначином губитка притиска у комори умирења (4.21). За одређивање овог коефицијента неопходно је познавање притиска у резервоару (p_{st}), притиска у комори умирења (p_0) и притиска у управљачком вентилу (p_{cv}). Прве две вредности притиска су величине које се мере у сваком експерименту, међутим поуздано мерење притиска p_{cv} у пракси није изводљиво [2].

Како би се стекла представа о односу притиска p_{cv} и p_0 током експеримента, а тиме и о промени K током експеримента, у овом раду је предложена итеративна метода базирана на експерименталним подацима. Наиме, када се у аеротунелу успостави струјање са жељеним притиском у комори умирења, масени проток кроз управљачки вентил (\dot{m}_{cv}) би, у складу са законом одржања масе, требало да буде једнак масеном протоку кроз млазник (\dot{m}_{nz}). Трансформацијом једначине (5.3) добија се израз за функцију масеног протока (5.5) дефинисану у претходном одељку:

$$F = \sqrt{\frac{\kappa - 1}{2}} \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa + 1}{2(\kappa - 1)}} \frac{A_{nz}}{A_{cv}} p_0 \quad (5.10)$$

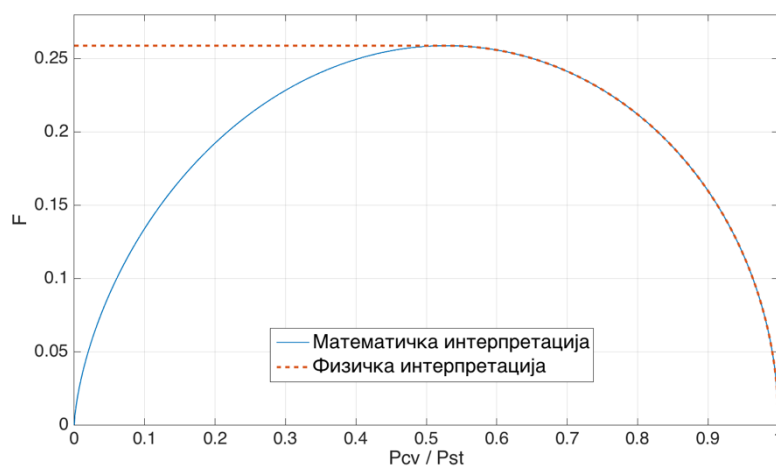
Израз (5.10) је поједностављен занемаривањем разлике температуре између резервоара и коморе умирења, односно претпостављено је да је $T_{st} = T_0$. Такође је занемарена динамика управљачког вентила, претпоставком да је жељена површине пресека вентила једнака тренутној вредности, односно $A_{cv} = A_{cvd}$. На бази ових претпоставки, функција масеног протока $F(p_{cv}/p_{st})$ је позната када су познати површина грла млазника (A_{nz}), површина пресека

управљачког вентила (A_{cv}) и притисак струјања (p_0). Површина грла млазника је у аеротунелима великих брзина у јасној аналитичкој вези са Маховим бројем у радном делу (M_{ts}), на основу једначине (4.30). Површина пресека управљачког вентила одређује се на основу мерене позиције вентила (X_{cv}) и геометријских карактеристика вентила. Рецимо веза A_{cv} и X_{cv} за аеротунел VTI T-38 је дата једначином (5.9), а Слика 5-12 графички приказује ову аналитичку зависност. Притисак струјања је величина која се директно мери у сваком експерименту. Дакле, функција масеног протока F може да се одреди на основу експерименталних података. Када је позната функција масеног протока, притисак p_{cv} може да се одреди применом итеративног поступка на једначину (5.5):

$$F = \left(\frac{p_{cv}}{p_{st}}\right)^{\frac{1}{\kappa}} \sqrt{1 - \left(\frac{p_{cv}}{p_{st}}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}$$

а услов који мора да буде испуњен на основу физичких принципа струјања за притисак p_{cv} је $p_0 \leq p_{cv} \leq p_{st}$.

Описана процедура је математички једноставна. Међутим, математичка и физичка интерпретација функције F се разликују, што показује Слика 5-13.



Слика 5-13. Математичка и физичка интерпретација функције масеног протока

Физичка интерпретација функције масеног протока произилази из фундаменталне особине компресибилног струјања да се за одређени однос p_{cv}/p_{st} постиже максималан масени проток кроз вентил, и да се даљим смањењем односа притисака масени проток не повећава, ако се услови испред

вентила не мењају. Овај однос притисака је физички објашњен једначином (4.17) и износи $p_{cv}/p_{st} \approx 0.5283$.

Захваљујући физичкој интерпретацији функције масеног протока F , као и услови $p_0 \leq p_{cv} \leq p_{st}$ који проистиче из физичких принципа струјања, могуће је добијање једнозначног решења нумеричког итеративног поступка. Наиме, ако математичка функција има два решења, једно такво да је $p_{cv}/p_{st} < 0.5283$, а друго $p_{cv}/p_{st} > 0.5283$, испуњени су услови за критично струјање. У том случају се као решење итеративног поступка усваја оно за које је $p_{cv}/p_{st} < 0.5283$, а масени проток кроз вентил се рачуна у складу са физичком функцијом масеног протока, за $p_{cv}/p_{st} = 0.5283$. Међутим, ако математичка функција има једно решење, то решење ће увек да буде такво да је $p_{cv}/p_{st} > 0.5283$. У том случају нису испуњени услови за критично струјање, а масени проток кроз управљачки вентил се рачуна користећи добијени однос p_{cv}/p_{st} .

Претходно описани итеративни поступак је примењен користећи базу експерименталних података аеротунела VTI T-38. Коришћени су подаци из 22 ранија експеримента 11 Махових бројева, и то 1.50, 1.75, 2.00, 2.25, 2.50, 2.75, 3.00, 3.25, 3.50, 3.75 и 4.00 у суперсоничном опсегу аеротунела, са две различите вредности притиска струјања за сваки Махов број. Из сваког експеримента су узети подаци у 5 тачака у различитим фазама експеримента, што је укупно 110 тачака. Табела 5-1 и Табела 5-2 садрже резултате прорачуна притиска у управљачком вентилу на основу улазних података из експеримената на Маховим бројевима 1.50 и 3.00, који могу да се сматрају репрезентативним за нижи и виши опсег суперсоничних брзина. Изабрани експерименти на Маховом броју 1.50 су имали жељене притиске струјања 0.25 МПа и 0.50 МПа, а на Маховом броју 3.00 за 0.57 МПа и 1.00 МПа. Слично као за ова два Махова броја, и за остале су узимани подаци из експеримената са једном нижом и једном вишом вредношћу притиска струјања, тако да је ефективно обухваћен читав радни опсег аеротунела.

Резултати прорачуна за остале експерименте су разматрани у анализи укупног тренда промене p_{cv}/p_{st} у односу на p_0/p_{st} . Прилог 1 садржи детаљне резултате прорачуна за ове експерименте.

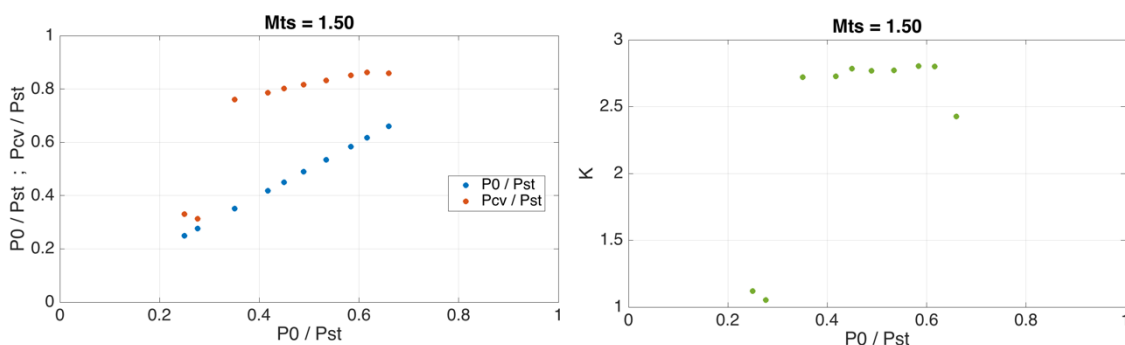
Табела 5-1. Прорачун притиска у управљачком вентилу за Махов број 1.50

Жељени параметри струјања у експерименту: $M_{ts} = 1.50$; $p_{0d} = 0.25$ МПа										
Експериментални подаци				Резултати прорачуна						
M_{ts}	p_{st} [МПа]	p_0 [МПа]	X_{cv} [m]	p_0/p_{st}	A_{nz} [m ²]	A_{cv} [m ²]	F	p_{cv} [МПа]	p_{cv}/p_{st}	K
1.50	1.0038	0.2508	0.1842	0.2499	1.9130	0.5241	0.2360	0.3317	0.3304	1.12
	0.9046	0.2500	0.1970	0.2764		0.5903	0.2318	0.2834	0.3133	1.05
	0.7138	0.2501	0.2302	0.3504		0.7693	0.2255	0.5433	0.7611	2.72
	0.5106	0.2498	0.3123	0.4892		1.1780	0.2056	0.4164	0.8155	2.77
	0.3999	0.2465	0.4490	0.6164		1.6699	0.1828	0.3451	0.8630	2.80
Жељени параметри струјања у експерименту: $M_{ts} = 1.50$; $p_{0d} = 0.50$ МПа										
Експериментални подаци				Резултати прорачуна						
M_{ts}	p_{st} [МПа]	p_0 [МПа]	X_{cv} [m]	p_0/p_{st}	A_{nz} [m ²]	A_{cv} [m ²]	F	p_{cv} [МПа]	p_{cv}/p_{st}	K
1.50	1.2029	0.5021	0.2647	0.4174	1.9130	0.9522	0.2170	0.9458	0.7863	2.73
	1.1098	0.4992	0.2856	0.4498		1.0559	0.2109	0.8906	0.8025	2.79
	0.9337	0.4990	0.3506	0.5344		1.3333	0.1985	0.7769	0.8321	2.77
	0.8508	0.4966	0.4058	0.5837		1.5291	0.1890	0.7244	0.8514	2.80
	0.7485	0.4936	0.4864	0.6595		1.7674	0.1847	0.6434	0.8596	2.45

Табела 5-2. Прорачун притиска у управљачком вентилу за Махов број 3.00

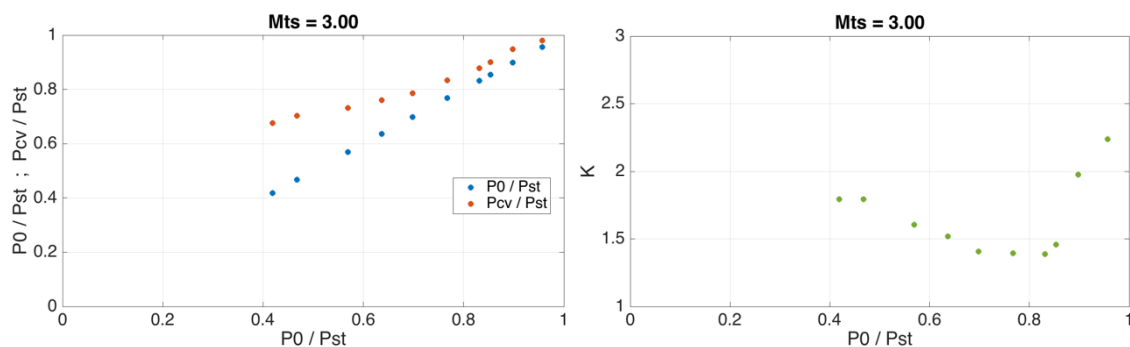
Жељени параметри струјања у експерименту: $M_{ts} = 3.00$; $p_{0d} = 0.57$ МПа										
Експериментални подаци				Резултати прорачуна						
M_{ts}	p_{st} [МПа]	p_0 [МПа]	X_{cv} [m]	p_0/p_{st}	A_{nz} [m ²]	A_{cv} [m ²]	F	p_{cv} [МПа]	p_{cv}/p_{st}	K
3.00	1.3630	0.5706	0.1130	0.4186	0.5313	0.2341	0.2459	0.9216	0.6762	1.79
	1.2203	0.5701	0.1239	0.4672		0.2670	0.2407	0.8577	0.7029	1.61
	1.0009	0.5700	0.1428	0.5695		0.3350	0.2337	0.7325	0.7318	1.52
	0.8958	0.5701	0.1555	0.6364		0.3880	0.2256	0.6813	0.7605	1.46
	0.6679	0.5702	0.2237	0.8537		0.7338	0.1600	0.6009	0.8997	1.41
Жељени параметри струјања у експерименту: $M_{ts} = 3.00$; $p_{0d} = 1.00$ МПа										
Експериментални подаци				Резултати прорачуна						
M_{ts}	p_{st} [МПа]	p_0 [МПа]	X_{cv} [m]	p_0/p_{st}	A_{nz} [m ²]	A_{cv} [m ²]	F	p_{cv} [МПа]	p_{cv}/p_{st}	K
3.00	1.4350	1.0013	0.1673	0.6978	0.5313	0.4413	0.2174	1.1267	0.7852	1.41
	1.3035	1.0007	0.1861	0.7677		0.5338	0.1978	1.0863	0.8333	1.39
	1.2043	1.0014	0.2097	0.8315		0.6581	0.1738	1.0580	0.8785	1.39
	1.1097	0.9969	0.2841	0.8984		1.0484	0.1178	1.0526	0.9485	1.98
	1.0412	0.9962	0.5000	0.9568		1.7880	0.0736	1.0211	0.9807	2.24

Дијаграм промене p_{cv}/p_{st} у односу на p_0/p_{st} (Слика 5-14, лево) креиран на основу резултата прорачуна притиска у управљачком вентилу (Табела 5-1) за Махов број 1.50 пружа добар увид у карактер губитка притиска у комори умирења. За тачке у области $p_0/p_{st} < 0.3$, струјање кроз вентил је критично, а вредности p_{cv} и p_0 су доста блиске, што је показатељ малог губитка притиска у комори умирења. Међутим, за тачке у области $p_0/p_{st} > 0.3$ струјање више није критично, што је праћено наглим растом p_{cv} . У овој области се p_{cv} и p_0 значајно разликују, а то значи и велики губитак притиска од излаза управљачког вентила до излаза из коморе умирења. Слика 5-14, десно, даје промену коефицијента губитка притиска у односу на p_0/p_{st}



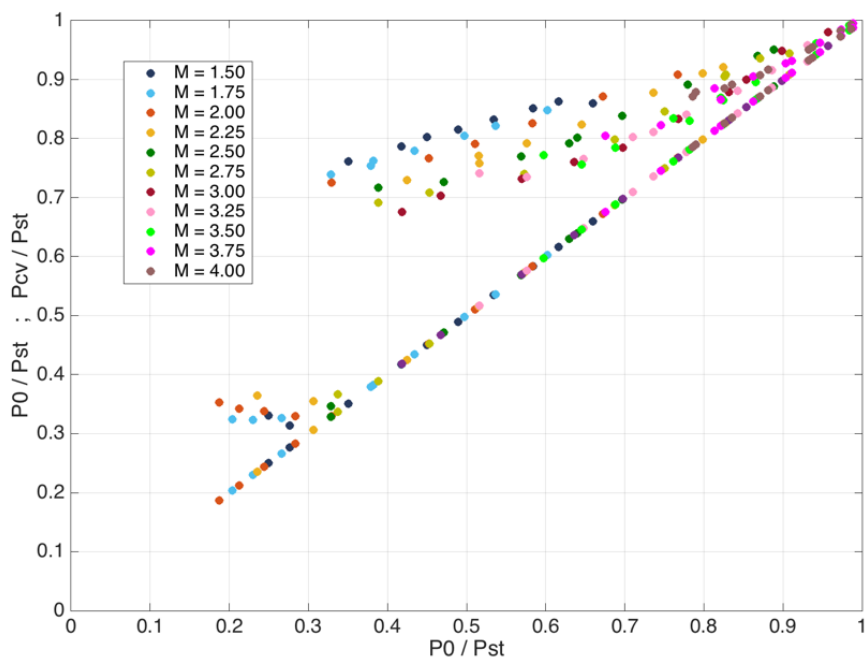
Слика 5-14. Притисак у управљачком вентилу и губитак притиска у комори умирења за Махов број 1.50 у аеротунелу VTI T-38

Слично томе, дијаграм промене p_{cv}/p_{st} у односу на p_0/p_{st} (Слика 5-15, лево) креиран је на основу прорачуна притиска у управљачком вентилу (Табела 5-2) за Махов број 3.00. За разлику од претходног случаја, овде је струјање било подкритично током читавог трајања експеримената. Разлика између p_{cv} и p_0 је, међутим, мања него за Махов број 1.50, што је показатељ мањих губитака на вишим суперсоничним брзинама (Слика 5-15, десно). Уочава се да се на крају експеримента вредности p_{cv} и p_0 практично изједначавају са притиском у резервоару (p_{st}), што значи да на крају експеримената није више било резерве притиска у резервоару. Оба претходна запажања слажу се са закључцима изведеним у поглављу 4, у складу са којима су приметне разлике у одзиву аеротунела на нижим и вишим суперсоничним брзинама.



Слика 5-15. Притисак у управљачком вентилу и губитак притиска у комори умирења за Махов број 3.00 у аеротунелу VTI T-38

Слика 5-16 приказује промену p_{cv}/p_{st} у односу на p_0/p_{st} за свих 110 тачака из 22 аеротунелска експеримента обављена у комплетном суперсоничном радном опсегу аеротунела VTI T-38.



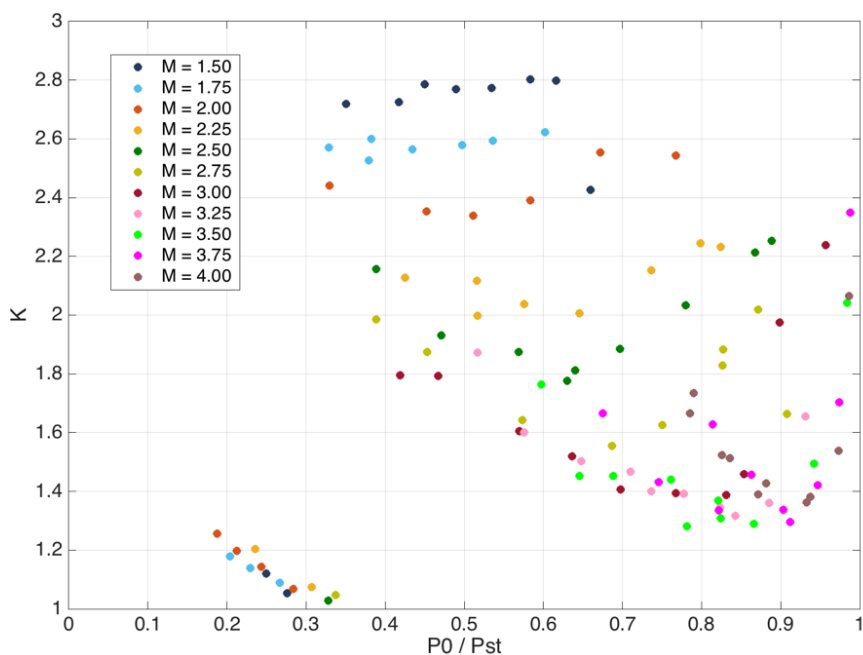
Слика 5-16. Притисак у управљачком вентилу у односу на притисак струјања у аеротунелу VTI T-38

На дијаграму се јасно види да је у одређеном броју експеримената струјање кроз управљачки вентил било критично на почетку, да би после неког времена постало подкритично, а овај прелазак је био праћен наглим растом притиска на излазу управљачког вентила (p_{cv}). Само у експериментима на нижим суперсоничним Маховим бројевима (1.50 – 2.75) и на нижим

притисцима струјања је на почетку постигано критично струјање кроз вентил, док је струјање кроз вентил било подкритично током читавог експеримента на вишим суперсоничним Маховим бројевима (3.00 – 4.00).

Притисак p_{cv} је имао вредности доста ближе вредностима притиска струјања p_0 на вишим суперсоничним брзинама. Дакле, упркос томе што је струјање кроз вентил на вишим Маховим бројевима подкритично током читавог експеримента, губитак притиска у комори умирења је мањи. Овај закључак је изведен и у поглављу 4, у оквиру експерименталне верификације модела. Објашњење би требало тражити у већем масеном протоку на нижим суперсоничним брзинама, који подразумева рад вентила са већим површинама пресека у односу на више суперсоничне брзине са малим масеним протоком. У складу са особинама компресибилног струјања, раст притиска иза управљачког вентила после преласка критичног струјања у подкритично већи је за већу површину пресека вентила. Већи притисак иза вентила на нижим суперсоничним брзинама условљава већи губитак притиска у комори умирења у односу на више суперсоничне брзине.

Слика 5-17 приказује расподелу губитка притиска добијену на основу експерименталних података и претходног прорачуна.



Слика 5-17. Расподела коефицијента губитка притиска у комори умирења у аеротунелу VTI T-38

На горњем дијаграму су потврђени резултати претходне анализе промене притиска на излазу управљачког вентила (p_{cv}). Док је струјање кроз вентил критично, губитак је значајно мањи у односу на стање са подкритичним струјањем. Са приближавањем тренутку преласка критичног у подкритично струјање ($p_{cv}/p_{st} = 0.5283$) коефицијент губитка притиска постаје све ближи вредности 1, која одговара стању без губитака. Међутим, после преласка у режим подкритичног струјања коефицијент губитка притиска се нагло повећава, и креће се од вредности 1.3 на вишим суперсоничним брзинама до чак 2.8 на нижим суперсоничним брзинама.

Међутим, као што је поменуто и демонстрирано у поглављу 4, коефицијент губитка притиска је првенствено важан за предвиђање тренутка преласка критичног у подкритично струјање, пошто је то ситуација када долази до нагле промене услова. Познавање расподеле коефицијента губитка притиска коју приказује Слика 5-17 је свакако важно, посебно у условима подкритичног струјања кроз вентил. Међутим, још важније је на основу ове расподеле утврдити када долази до преласка из једног режима струјања у други. Наиме, када нема промене режима струјања кроз вентил, практично сваки управљачки систем са повратном спрегом може да компензује ефекат губитка притиска и омогући постизање жељеног притиска струјања (p_{od}). Међутим, у тренутку промене режима струјања, која је праћена нагом променом стања процеса у аеротунелу, управљачки систем са повратном спрегом реагује тек када ефекат те промене постане приметан на променљивој процеса, односно притиску струјања. Са друге стране, ако се користи управљачки систем са директном компензацијом, такође је потребно познавање тренутка промене режима струјања да би на ту промену могло да се реагује пре него што има ефекат на притисак струјања.

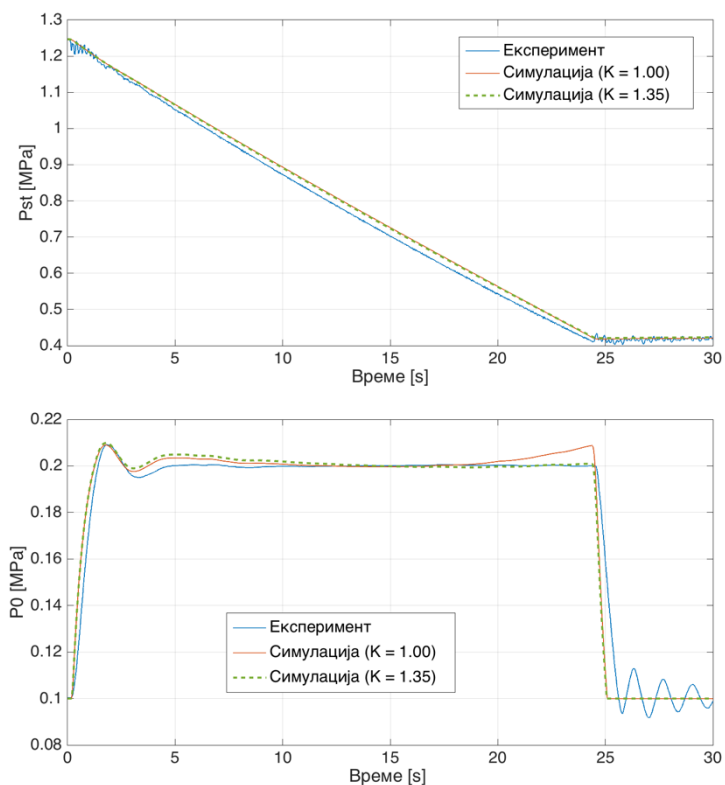
На оба претходна дијаграма се уочава да струјање кроз вентил прелази из критичног у подкритични режим за сличан однос притисака p_0/p_{st} , између 0.3 и 0.4. За све експерименте у којима је дошло до преласка критичног у подкритично струјање, средња вредност p_0/p_{st} на којој се тај прелазак догодио износи 0.3632. Средња вредност коефицијента губитка притиска која одговара овом односу притисака добија се на основу једначине 4.21:

$$K = \frac{1 - \frac{p_0}{p_{st}}}{1 - \frac{p_{cv}}{p_{st}}} = \frac{1 - 0.3632}{1 - 0.5283} = 1.35 \quad (5.11)$$

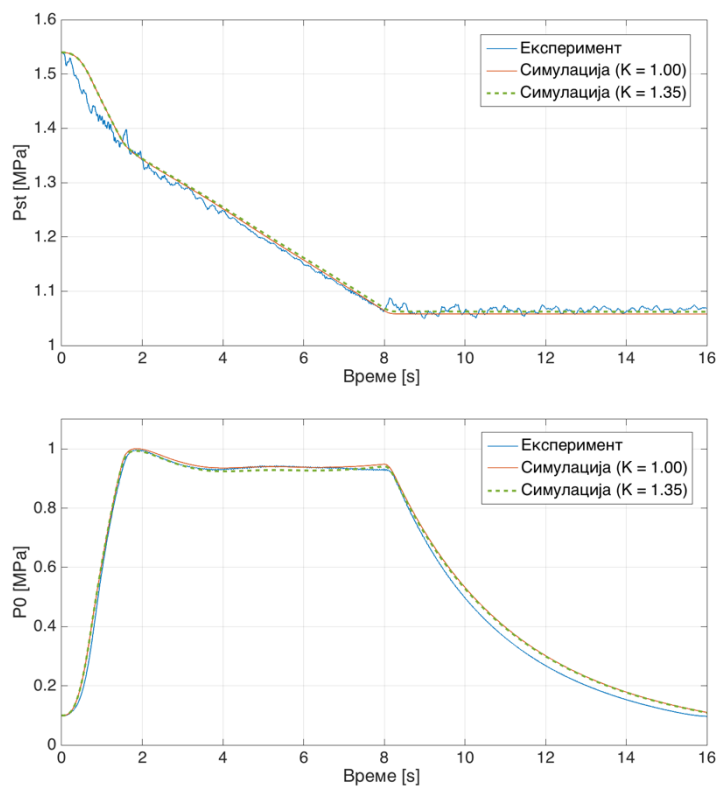
Очекује се да је коришћење ове средње вредности губитка притиска као репрезентативне за читав радни опсег аеротунела VTI T-38 задовољавајуће решење за процену одзива инсталације, због заиста малог расипања вредности коефицијента губитка притиска приликом преласка критичног у подкритични режим струјања за различите Махове бројеве, о чему сведоче Слика 5-16 и Слика 5-17. Ако то није случај у другим инсталацијама, за процену одзива аеротунела уместо средње вредности коефицијента губитка притиска може да се успостави аналитичка зависност $K = K(M_{ts})$ или да се формира табела коефицијента губитка притиска за различите Махове бројеве.

Какав ефекат коришћење коефицијента губитка притиска у моделу аеротунела великих брзина има на тачност предвиђања одзива аеротунела може да се провери надовезивањем на експерименталну верификацију модела дату у одељку 4.7, где су резултати симулације без узимања у обзир губитка притиска ($K = 1$) упоређени са експерименталним резултатима. Слика 4-15 даје резултате симулације за $K = 1$ и експеримента за Махов број 1.5, а Слика 4-17 за Махов број 3.0. Резултати експерименталне верификације су овде проширени симулацијама обављеним за $K = 1.35$. Слика 5-18 даје резултате за Махов број 1.5, а Слика 5-19 за Махов број 3.0.

Симулација за $K = 1.35$ је дала резултате доста ближе експерименталним подацима у односу на симулацију за $K = 1$ за Махов број 1.5. То нарочито важи за завршни део експеримента, где је струјање подкритично, а губитак притиска значајан на нижим суперсоничним брзинама (Слика 5-17). Ефекат симулације за $K = 1.35$ није толико приметан за Махов број 3.0, што је и очекивано обзиром на мањи губитак притиска на вишим суперсоничним брзинама. Симулација за $K = 1.35$ није значајно побољшала поклапање са експерименталним подацима, али га није ни погоршала, што је још један показатељ мањег утицаја губитка притиска на вишим суперсоничним брзинама. Укупно посматрано, међутим, ово поређење је показало да увођење губитка притиска у модел аеротунела ипак доприноси његовој тачности.



Слика 5-18. Поређење резултата из експеримента и симулација са и без узимања у обзир губитка притиска за Махов број 1.5



Слика 5-19. Поређење резултата из експеримента и симулација са и без узимања у обзир губитка притиска за Махов број 3.0

У истраживањима описаним у прегледу литературе датом у поглављу 3, аутори који су се бавили моделовањем аеротунела су занемаривали губитак притиска, сматрајући да је $K = 1$. Разлог за то су углавном биле тешкоће у процењивању овог губитка, а велики број аутора наводи недовољно познавање струјања кроз управљачки вентил као највећи изазов у управљању притиском струјања у аеротунелима са прекидним дејством.

У овом одељку је описана метода процењивања губитка притиска у комори умирења која може да се примени у свакој инсталацији. У анализи која је овде обављена коришћени су експериментални подаци из релативно великог броја експеримената у читавом радном опсегу аеротунела. У пракси је за процењивање губитка притиска у комори умирења довољно мање података. Заправо, довољни су подаци из једног експеримента у нижем суперсоничном опсегу и једног експеримента у вишем суперсоничном опсегу да би се добила релативно добра слика расподеле губитка притиска у комори умирења.

5.3 Предлог методологије управљања струјањем

Анализа могућих приступа у одељку 5.1, у којој је дат преглед приступа најчешће примењиваних у пракси управљања притиском струјања у аеротунелима, разоткрила је њихове предности и недостатке. Као заједнички проблем који је присутан у решењима која су овде анализирана, као и у постојећим истраживањима у литератури, идентификовано је неузимање у обзир фундаменталне особине свих система у којима је присутан неки облик активног управљања струјањем, а то је да управљачки елементи у којима се одвијају процеси са одређеном динамиком управљају процесом струјања са потпуно другачијом динамиком. Другим речима, активно управљање струјањем које подразумева примену управљачких елемената са својим сензорима и актуаторима никада није директно. Пример је управљачки вентил у аеротунелу. Процес који се одвија у вентилу подразумева директно управљање позицијом вентила. Међутим, променом позиције вентила се остварује индиректно управљање притиском струјања, а тај притисак је директан резултат динамике процеса компресибилног струјања.

Два основна аспекта проблема управљања струјањем су:

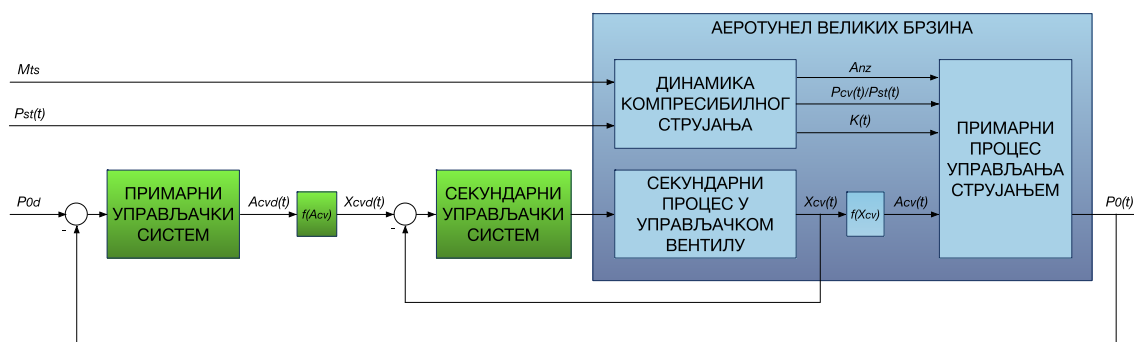
- различите временске константе процеса у управљачком елементу и процеса струјања, и
- нелинеарност процеса у управљачком елементу и нелинеарност процеса компресибилног струјања.

Ова два аспекта се међусобно комбинују и појачавају. Рецимо, нелинеарност процеса струјања у аеротунелу се, између осталог, огледа у томе што струјање са вишим суперсоничним Маховим бројем у аеротунелу, због мањег масеног протока, има већу временску константу у односу на струјање са нижим Маховим бројем и већим масеним протоком. Последица је да, ако процес у управљачком вентилу има одређену временску константу, управљање струјањем неће бити истог квалитета на вишим и нижим суперсоничним брзинама.

Како процес струјања има већу временску константу од процеса у управљачком елементу, због коначног времена потребног да се дејство управљања примети на параметрима струјања, а дејство управљања је брзо онолико колико и најспорији процес, нелинеарности и поремећаји у управљачком елементу се преносе на процес струјања, а њихов ефекат је већи што је већа разлика у временским константама процеса у вентилу и процеса струјања. Управљачки системи са повратном спрегом могу у доброј мери да компензују нелинеарности и поремећаје који су резултат споријег процеса, али њихов ефекат на нелинеарности и поремећаје који су резултат бржег процеса је слабији. Управљачки системи са директном компензацијом могу да ефективно елиминишу нелинеарности и мерене поремећаје у споријем процесу, али су једнако неефективни у компензацији поремећаја у бржем процесу као системи са повратном спрегом.

Анализа у одељку 5.2.1 показала је да је могуће одвојено разматрање динамике процеса у управљачком елементу и динамике процеса струјања, а приступ који се овде предлаже за превазилажење првог од наведених аспеката проблема управљања струјањем, односно различитих временских константи процеса, је каскадно управљање [141] [142] [143] [144]. Каскадни

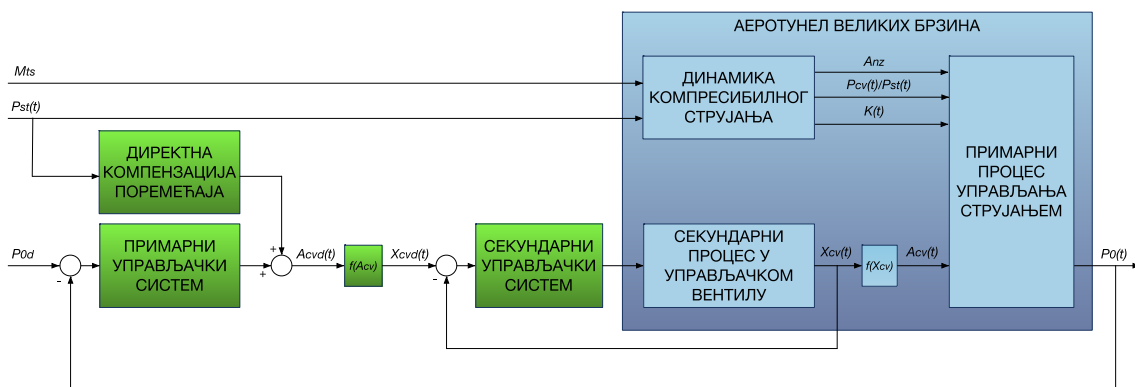
управљачки систем би се у овом случају састојао од две управљачке петље – унутрашњом (секундарном) која се бави управљањем процесом у вентилу, и спољном (примарном) која се бави управљањем процесом струјања (Слика 5-20). Управљачки излаз спољне петље представља улаз унутрашње петље, односно жељено стање управљачког вентила. Брзина петљи дефинише се на основу временских константи процеса. Однос брзина спољне и унутрашње петље требало би да буде обрнуто сразмеран односу временских константи процеса којима те петље управљају. Очекује се да би на овај начин спорија спољна управљачка петља требало да буде изолована од поремећаја процеса који се одвија у вентилу, којима се сада бави бржа унутрашња петља.



Слика 5-20. Каскадни систем управљања струјањем и динамика процеса у аеротунелима великих брзина

Примена каскадног управљања на начин који приказује Слика 5-20, поред очигледне предности коју доноси раздвајање управљања вентилом и управљања струјањем, има један недостатак. Главна поремећајна променљива, притисак у резервоару, остварује свој утицај на примарни процес, а то је процес струјања компресибилног флуида. Каскадно управљање доноси видну корист у погледу елиминисања поремећаја само када поремећај делује на бржу унутрашњу петљу. Међутим, овај проблем може да се реши увођењем директне компензације поремећаја у примарни управљачки систем (Слика 5-21). Алгоритам компензације поремећаја би требало да буде базиран на анализи аеродинамичког појачања вентила у одељку 5.2.1, где је аналитички дефинисан утицај притиска у резервоару на аеродинамичко појачање вентила, представљен једначином (5.7). Овај утицај графички

приказује Слика 5-11, за различите коефицијенте губитка притиска у комори умирења. Добро изведен алгоритам компензације поремећаја би требало да елиминише највећи део нелинеарности процеса струјања, отварајући тако могућност да се као алгоритам са повратном спрегом користи једноставан приступ, као што је ПИД управљање. Алгоритам компензације поремећаја који испуњава овај захтев ће бити изведен и описан у следећем поглављу, посвећеном синтези система управљања струјањем.



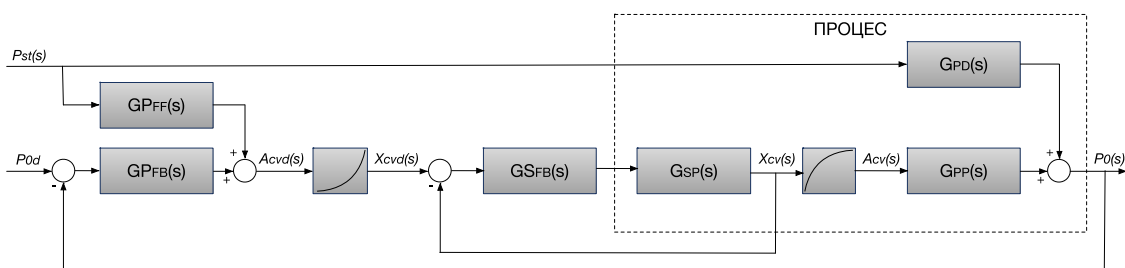
Слика 5-21. Каскадни систем управљања притиском струјања са директном компензацијом поремећаја

Примена директне компензације поремећаја којом се елиминише највећи део нелинеарности процеса омогућава да се једноставан линеарни ПИД алгоритам користи само за корекцију управљања око жељене вредности притиска струјања. Елиминисањем нелинеарности процеса би се ПИД алгоритам са истим управљачким параметрима користио у читавом радном опсегу аеротунела. Када не постоји потреба за поновним подешавањем управљачких параметара у различитим радним условима значајно се смањују трошкови интеграције система, који тренутно представљају највећи део цене управљачких система, уз додатну добит у облику робусних перформанси ПИД алгоритма, функционалне једноставности, интуитивности и малих трошкова имплементације.

Када је у питању процес у самом вентилу, највећи део нелинеарности доноси геометријска веза жељене површине пресека вентила (A_{cvd}) и његове позиције (X_{cvd}). Како је геометрија вентила позната, ова нелинеарност се лако

елиминише, а за управљање самим вентилом у унутрашњој петљи такође може да се користи ПИД алгоритам.

Слика 5-22 даје блок дијаграм предложеног каскадног ПИД система управљања притиском струјања са директном компензацијом поремећаја у Лапласовом домену.



Слика 5-22. Каскадни ПИД систем управљања притиском струјања са директном компензацијом поремећаја у Лапласовом домену

$G_{PP}(s)$ је преносна функција примарног процеса, а то је постизање жељеног притиска струјања (p_{od}). Излаз примарног процеса је тренутни притисак струјања (p_0). $G_{SP}(s)$ је преносна функција секундарног процеса, а то је постизање жељене позиције вентила (X_{cvd}). Излаз секундарног процеса је тренутна позиција вентила (X_{cv}). $G_{PD}(s)$ је преносна функција поремећаја примарног процеса, а улаз овог процеса је притисак у резервоару (p_{st}). $G_{PFB}(s)$ је преносна функција ПИД управљачког система примарног процеса, а $G_{PFF}(s)$ је преносна функција управљачког система примарног процеса са директном компензацијом поремећаја. Сума излаза управљачких система примарног процеса представља жељену површину пресека вентила (A_{cvd}). На блок дијаграму су две функције геометрије вентила, где једна представља зависност позиције вентила од површине пресека, $X_{cv} = A_{cv}(s)$, а друга зависност површине пресека од позиције вентила, $A_{cv} = X_{cv}(s)$. $G_{SFB}(s)$ је преносна функција ПИД управљачког система секундарног процеса.

Очекује се да ће овде предложен приступ да донесе побољшање у односу на приступе који су коришћени у досадањој пракси у бар два аспекта:

- Тачност управљања притиском струјања би требало да буде значајно побољшана у односу на тачност од око 1% која се најчешће наводи у литератури. Већа тачност се очекује као резултат каскадне архитектуре

у оквиру које су раздвојене управљачке петље вентила као коначног управљачког елемента и притиска струјања као коначног управљаног параметра. Компензовање немерених поремећаја би требало да буде ефективније и ефикасније у каскадној архитектури, првенствено захваљујући томе што бржа унутрашња петља може да реагује на поремећаје пре него што ефекат тих поремећаја буде приметан у споријој спољној петљи.

- Трошкови интеграције система би требало да буду значајно смањени у односу на до сада примењиване приступе. Од алгоритма директне компензације поремећаја заснованог на моделу аеротунела и мереним поремећајима се очекује да ефективно компензује поремећаје, и тако елиминиса највећи део нелинеарности процеса. У тим условима би ПИД алгоритам био коришћен само за корекцију управљања добијеног на основу директне компензације поремећаја. Елиминисањем нелинеарности се очекује да ПИД алгоритам са истим управљачким параметрима може да се користи у читавом радном опсегу аеротунела, уз значајно смањење временских и енергетских трошкова подешавања система, који обично представљају највећи део трошкова развоја и имплементације савремених управљачких система.

Следеће поглавље посвећено је синтези овде предложеног система управљања притиском струјања.

5.4 Закључак

Ово поглавље је посвећено анализи система управљања струјањем у аеротунелима великих брзина. У одељку 5.1 је дата анализа приступа у управљању притиском струјања у аеротунелима великих брзина, прихватљивих из перспективе тачности, ефикасности и поузданости експеримената у овим инсталацијама. Идентификована су два кључна проблема која је потребно решити да би се постигло побољшање управљања струјањем у аеротунелима, како у погледу тачности, тако и у погледу трошкова. Први проблем се односи на раздвајање утицаја динамике

управљачког вентила од утицаја динамике компресибилног струјања, а други на процењивање губитка притиска услед експанзије у комори умирења. Решење за оба проблема је предложено у одељку 5.2, у оквиру анализе динамике процеса у аеротунелу. У одељку 5.3 је предложена нова методологија управљања струјањем, базирана на каскадној ПИД архитектури и директној компензацији поремећаја, од које се очекује да ефективно елиминише идентификоване проблеме.

Ово поглавље, заједно са поглављем 4 у коме је развијен модел аеротунела великих брзина, представља основу за синтезу система управљања струјањем у аеротунелима великих брзина у складу са предложеном методологијом.

6 СИНТЕЗА СИСТЕМА УПРАВЉАЊА СТРУЈАЊЕМ У АЕРОТУНЕЛИМА ВЕЛИКИХ БРЗИНА

“Навикните се да анализирате – временом ће анализа да доведе до тога да вам и синтеза пређе у навику.”

Frank Lloyd Wright

Ово поглавље је посвећено синтези система управљања струјањем у аеротунелима великих брзина који испуњава постављене захтеве у погледу перформанси, а ти захтеви се обично односе на стабилност система, тачност управљања, динамичку тачност и неосетљивост на промене улазних параметара. У случају управљања притиском струјања у аеротунелима захтеви се дефинишу у смислу прелазних перформанси, попут што мањег премашења притиска и што краћег времена смирења, као и у смислу тачности управљања после достизања жељене вредности притиска.

У претходна два поглавља је постављена основа за синтезу система управљања струјањем у аеротунелима великих брзина. У поглављу 4 је развијен математички модел аеротунела великих брзина, на основу кога је, применом практичног скупа алата за нумеричке симулације, имплементиран симулациони модел. Валидност симулационог модела је потврђена кроз кораке физичке и експерименталне верификације. У поглављу 5 је обављена детаљна анализа динамике процеса у аеротунелима великих брзина, у оквиру које је предложен приступ за раздвајање динамике управљачких елемената од динамике струјања, заједно са методом за процењивање губитка притиска у комори умирења. На основу резултата анализе, предложени приступ за управљање притиском струјања у аеротунелима великих брзина је каскадни управљачки систем ПИД типа са директном компензацијом поремећаја.

У одељку 6.1 овог поглавља је описан предложени каскадни систем управљања струјањем са директном компензацијом поремећаја. Објашњен је принцип управљања примарним процесом, као и један од могућих начина управљања секундарним процесом на примеру аеротунела VTI T-38. У одељку 6.2 је развијен симулациони модел каскадног система управљања струјањем, који је у одељку 6.3 коришћен за подешавање параметара примарног управљачког алгоритма.

6.1 Каскадни систем управљања струјањем са директном компензацијом поремећаја

Каскадна управљачка архитектура је предложена на основу анализе динамике процеса у аеротунелу. Слично осталим системима у којима постоји неки облик управљања струјањем, и у аеротунелима великих брзина је, упркос великим разликама притиска и великим брзинама струјања, приметна значајна разлика у временским константама процеса струјања и процеса у управљачким елементима, при чему је, на пример, временска константа процеса управљања притиском струјања неколико пута већа од временске константе процеса у управљачком вентилу [2]. Оваква динамика позива на коришћење каскадне архитектуре, са посебним управљачким петљама за управљачки елемент и процес струјања, тако да се спорија петља за управљање процесом струјања ефективно изолује од нелинеарности у управљачком елементу.

Проблеми у примени линеарног ПИД алгоритма, чији излаз директно делује на управљачки вентил, за управљање притиском струјања детаљно су анализирани у одељку 5.1.1. Јасно је да такав приступ може да одведе у две крајности. Једна крајност је нестабилност, ако се управљачки параметри не подесе на бази највећег појачања нелинеарног процеса. Друга крајност су слабе перформансе у одређеном делу опсега вентила, када се управљачки параметри подесе на бази највећег појачања нелинеарног процеса. У каскадној архитектури, међутим, излаз ПИД алгоритма за управљање притиском струјања био би улаз другог ПИД алгоритма, чији излаз директно

делује на управљачки вентил. У таквој конфигурацији, други ПИД алгоритам који директно управља вентилом не мора да буде подешен тако да вентил има савршен одзив у свим деловима опсега, али ће због знатно брже динамике вентила то бити једва приметно у спољној петљи која управља притиском.

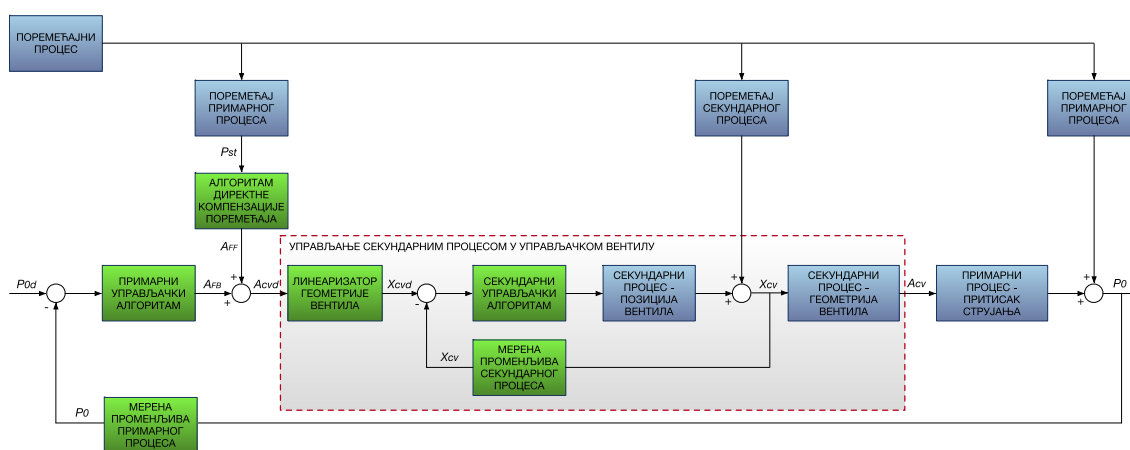
У литератури се наводе три недостатка каскадне архитектуре [145]. Први недостатак је потреба за додатним мерењем. У случају управљања притиском струјања у аеротунелима, каскадна архитектура намеће потребу за мерењем не само притиска струјања, већ и позиције управљачког вентила. Међутим, познавање тачне позиције вентила у инсталацијама високог притиска, какви су аеротунели прекидног дејства, неопходно је и из других разлога, међу којима је најважнија безбедност. Други недостатак који се помиње је потреба за подешавањем више управљачких петљи, а из њега директно произилази трећи недостатак, а то је нешто сложенија управљачка стратегија. Међутим, динамика процеса управљања притиском струјања у аеротунелима физички има каскадну архитектуру, у оквиру које се притиском струјања управља индиректно преко управљања позицијом вентила, због чега је каскадни управљачки систем заправо најинтуитивнији и најближи реалности.

Ситуација у којој каскадна архитектура не доноси никакву корист и не би је требало користити је ако унутрашња петља није бар три пута бржа од спољне, пошто тада побољшање перформанси често не може да оправда додатну комплексност. Поред тога што не доноси побољшање, у таквим ситуацијама је могуће узајамно дејство петљи праћено нестабилношћу, нарочито ако је подешавање унутрашње петље агресивно. Пре примене каскадне архитектуре за управљање притиском струјања у аеротунелима би свакако требало проверити какав је однос временских константи процеса управљања струјањем и процеса у управљачком вентилу. Мада је овај однос вероватно увек такав да оправдава каскадно управљање, његово познавање је потребно и приликом избора брзине петљи у каскадној архитектури.

Мада каскадна архитектура ефективно изолује управљање струјањем од нелинеарности у динамици управљачког елемента, у спољној петљи која управља струјањем и даље је присутна значајна нелинеарност, која је резултат динамике компресибилног струјања. На основу анализе физичких процеса у

аеротунелу и њиховог узајамног дејства, предложено је решавање ове нелинеарности комбинацијом једноставног ПИД алгоритма са алгоритмом директне компензације поремећаја. Алгоритам компензације поремећаја би требало да буде такав да елиминише највећи део нелинеарности процеса струјања. Анализа обављена у одељцима 5.2.1 и 5.2.2 је показала да је то изводљиво. Управљање са директном компензацијом поремећаја делује истог тренутка када дође до поремећаја, без чекања да поремећај оствари ефекат на управљану променљиву. Како би се то остварило, неопходно је да управљање буде резултат мерења поремећаја. Главни поремећај процеса управљања притиском струјања у аеротунелима је притисак у резервоару. На основу мерења притиска у резервоару, алгоритам директне компензације би требало да елиминише нелинеарност изазвану овим поремећајем, док се ПИД алгоритам стара о свим осталим поремећајима који би могли да доведу до одступања притиска струјања од жељене вредности. Како управљање са директном компензацијом поремећаја нема повратну спрегу, додавањем ПИД алгоритма са повратном спрегом се побољшава робусност управљања.

Слика 6-1 даје блок дијаграм управљачког приступа предложеног у одељку 5.3, прилагођен разматрању синтезе система управљања у овом поглављу.



Слика 6-1. Каскадни систем управљања притиском струјања са директном компензацијом поремећаја

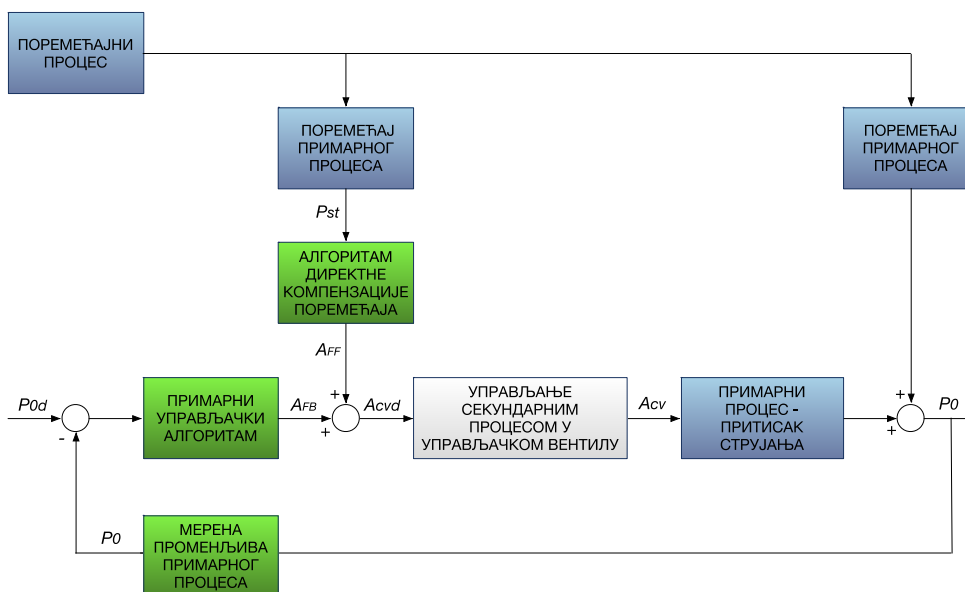
Управљање примарним процесом, које подразумева постизање и одржавање притиска струјања, одвија се у спољној управљачкој петљи, док је управљање секундарним процесом у управљачком вентилу реализовано у

унутрашњој петљи. У одељцима који следе дато је више детаља о управљачким алгоритмима примарног и секундарног процеса.

6.1.1 Управљање примарним процесом

Примарни процес у аеротунелу зависи искључиво од динамике компресибилног струјања, и подразумева постизање и одржавање притиска струјања (p_0) око жељене вредности (p_{0d}) у условима сталног пада притиска у резервоару (p_{st}), који представља мерени поремећај, као и под дејством немерених поремећаја који могу да утичу на процес. Мерени поремећај елиминише алгоритам директне компензације поремећаја, док потенцијалне немерене поремећаје компензује управљачки систем са повратном спрегом, на бази дејства тих поремећаја на управљану променљиву (p_0).

Слика 6-2 приказује управљање примарним процесом у односу на управљање секундарним процесом у управљачком вентилу.



Слика 6-2. Систем управљања примарним процесом притиска струјања

Управљачки излаз система који управља примарним процесом је жељена површина пресека управљачког вентила (A_{cvd}), и овај излаз представља суму жељене површине пресека вентила добијене на основу алгоритма директне компензације поремећаја (A_{FF}) и алгоритма са повратном спрегом (A_{FB}).

6.1.1.1 Алгоритам директне компензације поремећаја

Алгоритам директне компензације поремећаја би требало да елиминише нелинеарност процеса струјања која је резултат непрекидног пада притиска у резервоару током експеримента. Дефинисање овог алгоритма значајно компликује то што управљање притиском струјања има више фаза (Слика 3-4), у оквиру којих се циљеви управљања битно разликују.

У првој фази експеримента се успоставља жељени притисак струјања. Ова фаза у аеротунелима траје и до неколико секунди, колико је потребно за пуњење коморе умирења до жељеног притиска струјања [80], зависно од услова који се желе постићи у радном делу и запремине коморе умирења. Коришћење директне компензације у овој фази на основу неке аналитичке зависности би било тешко. У системима без каскадне архитектуре, са једном управљачком петљом, неки аутори су користили претходно дефинисане профиле кретања вентила [103] [104], добијене експерименталним путем, за управљање притиском струјања у овој фази. Слична техника раније је примењена у аеротунелу VTI T-38 [146], међутим, резултати су показали велику зависност профила кретања вентила од жељених и почетних услова експеримента. Како аеротунел има веома велики број радних и почетних стања, овај приступ није сматран задовољавајућим решењем.

У другој фази експеримента се притисак струјања одржава око жељене вредности, односно одржавају се константни услови иза управљачког вентила упркос променљивим условима испред њега услед пада притиска у резервоару. На основу анализе дате у одељку 5.2, нелинеарност струјања услед пада притиска у резервоару у овој фази може аналитички да се одреди, а добијена аналитичка зависност може да буде у основи алгоритма директне компензације поремећаја. У основи извођења аналитичке зависности је једначина континуитета, у складу са којом масени проток који из управљачког вентила улази у комору умирења мора да буде једнак масеном протоку који излази из коморе умирења ако се жели одржавање притиска струјања око неке жељене вредности:

$$\dot{m}_{cv} = \dot{m}_{nz} \quad (6.1)$$

На бази једначина (4.18) и (4.29) изведених у оквиру развоја математичког модела аеротунела великих брзина, једначина (6.1) постаје:

$$\sqrt{\frac{2\kappa}{R(\kappa-1)}} A_{FF} \frac{p_{st}}{\sqrt{T_{st}}} \left(\frac{p_{cv}}{p_{st}}\right)^{\frac{1}{\kappa}} \sqrt{1 - \left(\frac{p_{cv}}{p_{st}}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} = \sqrt{\frac{\kappa}{R}} \left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}} A_{nz} \frac{p_0}{\sqrt{T_0}} \quad (6.2)$$

Површина пресека управљачког вентила A_{FF} би требало да представља излаз алгоритма директне компензације поремећаја (Слика 6-2).

Изражавањем површине грла млазника (A_{nz}) у функцији Маховог броја користећи једначину (4.30), а односа притисака (p_{cv}/p_{st}) користећи једначину (4.21), добија се аналитички израз за жељену површину пресека вентила на бази алгоритма директне компензације:

$$A_{FF} = A_{ts} M_{ts} \left(\frac{5 + M_{ts}^2}{6}\right)^{-3} \left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}} \sqrt{\frac{\kappa-1}{2}} \sqrt{\frac{T_{st}}{T_0}} \frac{p_{0d}}{p_{st}} \left(1 + \frac{1}{\kappa} \left(\frac{p_{0d}}{p_{st}} - 1\right)\right)^{\frac{1}{\kappa}} \sqrt{1 - \left(1 + \frac{1}{\kappa} \left(\frac{p_{0d}}{p_{st}} - 1\right)\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} \quad (6.3)$$

Мада изведени аналитички израз за алгоритам директне компензације делује сложено, на основу анализе обављене у претходном поглављу се његово разматрање значајно поједностављује. Најуопштенији облик израза (6.3) може да се напише на следећи начин:

$$A_{FF} = A_{FF}(A_{ts}, M_{ts}, p_{0d}, T_{st}, T_0, \kappa, p_{st}) \quad (6.4)$$

Површина A_{FF} зависи од геометрије радног дела аеротунела, односно од површине попречног пресека радног дела (A_{ts}), која је позната и представља једну од основних пројектних карактеристика сваког аеротунела. Површина A_{FF} зависи и од жељених услова који се претходно дефинишу за сваки експеримент, односно од жељеног Маховог броја у радном делу (M_{ts}) и жељеног притиска струјања (p_{0d}). Зависи и од температуре у резервоару (T_{st})

и температуре у комори умирења (T_0), које се мере у сваком експерименту. Обзиром на кратко трајање експеримента, могуће је да занемаривање њихове промене не би унело велику грешку у алгоритам компензације поремећаја. Површина A_{FF} зависи и од губитка притиска у комори умирења (K). У одељку 5.2.2 је предложена и описана метода процењивања овог губитка, који може да се разматра као константа или као функција $K(M_{ts})$, а у оба случаја се релативно једноставно укључује у алгоритам компензације поремећаја. Коначно, површина A_{FF} зависи од притиска у резервоару (p_{st}), који се непрекидно смањује током експеримента, а алгоритам компензације поремећаја би заправо требало да елиминира нелинеарност коју уноси ова промена притиска, на основу мерења његове вредности током експеримента.

Алгоритам компензације поремећаја представљен изразом (6.3) је, дакле, потпуно дефинисан и могућа је његова имплементација. Међутим, требало би имати на уму да је овај алгоритам довољно робусан да ефективно компензује утицај пада притиска у резервоару само у другој фази експеримента, током које се притисак струјања одржава око жељене вредности. Коришћењем овог алгоритма у првој фази експеримента, током које се успоставља жељени притисак струјања, постизање тог притиска не би било могуће без додатног дејства. То је један од разлога због којих је у приступу овде предложеном за управљање притиском струјања предвиђено да примарним процесом, поред описаног алгоритма директне компензације, управља и систем са повратном спрегом.

6.1.1.2 Примарни управљачки алгоритам

Примарни управљачки алгоритам са повратном спрегом допуњава дејство алгоритма директне компензације поремећаја у два важна аспекта:

- У првој фази експеримента, предложени алгоритам директне компензације поремећаја не узима у обзир коначно време потребно за пуњење коморе умирења. Да би се обезбедило брзо успостављање притиска струјања потребна је површина пресека вентила већа од површине A_{FF} , која омогућава одржавање притиска струјања тек после

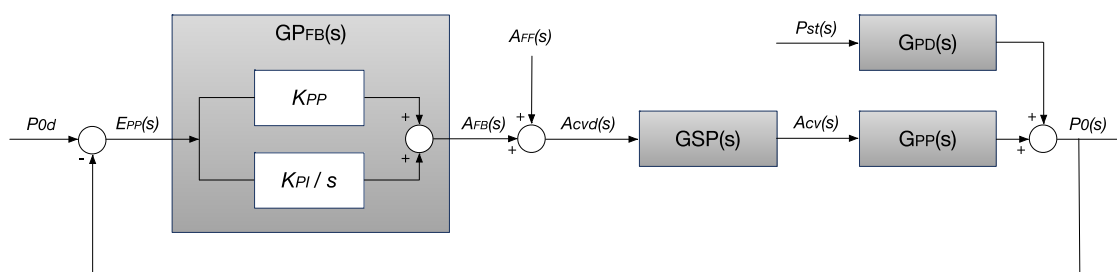
његовог успостављања. Да би успостављање притиска било контролисано, препоручује се алгоритам са повратном спрегом.

- У другој фази експеримента, упркос томе што површина A_{FF} ефективно компензује дејство промене притиска у резервоару, односно мереног поремећаја, могуће је дејство других поремећаја који се не мере и који не могу да се предвиде, попут утицаја геометрије модела, његове позиције и кретања током експеримента. За компензовање тих поремећаја неопходан је алгоритам са повратном спрегом.

Из већ више пута поменутих разлога једноставности, интуитивности и робусности, као први избор за управљачки алгоритам са повратном спрегом намеће се ПИД алгоритам. Како би алгоритам компензације поремећаја требало да елиминира највећи део нелинеарности процеса струјања, очекује се да ће линеаран ПИД алгоритам бити у стању како да компензује немерене поремећаје који утичу на процес, тако и да омогући брзо и контролисано успостављање притиска струјања.

Још једно поједностављење је могуће посматрањем процеса струјања у аеротунелу из перспективе управљања. Наиме, управљање притиском струјања је интегрални процес. То значи да свако неслагање између улазног протока у комору умирења (\dot{m}_{cv}) и излазног протока из коморе умирења (\dot{m}_{nz}) доводи до непрекидне промене вредности притиска струјања. Подешавање управљачких параметара за интегралне процесе је веома тешко, првенствено због проблема са стабилношћу ако се усвоји велико интегрално појачање ПИД алгоритма [145]. Усвајањем мањег појачања, са друге стране, управљачки алгоритам спорије реагује на поремећаје. Међутим, како је велики део поремећаја већ елиминисан применом директне компензације, а интегрални члан у ПИД алгоритму је незаменљив у погледу смањења статичке грешке управљања, очекује се да ће пажљиво одабрано интегрално појачање да буде корисно у примарном управљачком алгоритму. Са друге стране, диференцијални члан се ретко користи у пракси због веома променљивих и често неочекиваних резултата у погледу стабилности. Према неким подацима, користи се у свега 25% ПИД алгоритма примењених у пракси [139]. Имајући

у виду поменуте карактеристике процеса струјања у аеротунелима, примена потпуног ПИД алгоритма вероватно није оправдана, а синтеза примарног управљачког алгоритма у овом поглављу биће поједностављена елиминисањем диференцијалног члана и применом ПИ алгоритма. Слика 6-3 даје блок дијаграм примарног система управљања притиском струјања, базираног на ПИ алгоритму, у Лапласовом домену. Укупан секундарни процес у управљачком вентилу (Слика 6-1) представљен је преносном функцијом $GSP(s)$, док су $G_{PP}(s)$ и $G_{PD}(s)$ преносне функције примарног процеса и поремећаја примарног процеса, респективно.



Слика 6-3. Блок дијаграм ПИ система управљања примарним процесом у Лапласовом домену

Преносна функција ПИ управљачког алгоритма, $GP_{FB}(s)$, има следећи облик:

$$GP_{FB}(s) = \frac{A_{FB}(s)}{E_{PP}(s)} = K_{PP} + \frac{1}{s}K_{PI} \quad (6.5)$$

Параметри K_{PP} и K_{PI} представљају пропорционално и интегрално појачање ПИ алгоритма, $A_{FB}(s)$ је површина пресека вентила која је управљачки излаз ПИД алгоритма, а $E_{PP}(s)$ је грешка управљања, односно разлика између жељеног и тренутног притиска струјања, P_{0d} и $P_0(s)$, респективно. Управљачки излаз ПИ алгоритма је тако:

$$A_{FB}(s) = \left(K_{PP} + \frac{1}{s}K_{PI} \right) E_{PP}(s) = \left(K_{PP} + \frac{1}{s}K_{PI} \right) (P_{0d} - P_0(s)) \quad (6.6)$$

Применом инверзне Лапласове трансформације на једначину (6.6), добија се управљачки излаз ПИ алгоритма у временском домену:

$$\frac{dA_{FB}}{dt} = -K_{PP} \frac{dp_o(t)}{dt} + K_{PI}(p_{od} - p_o(t)) \quad (6.7)$$

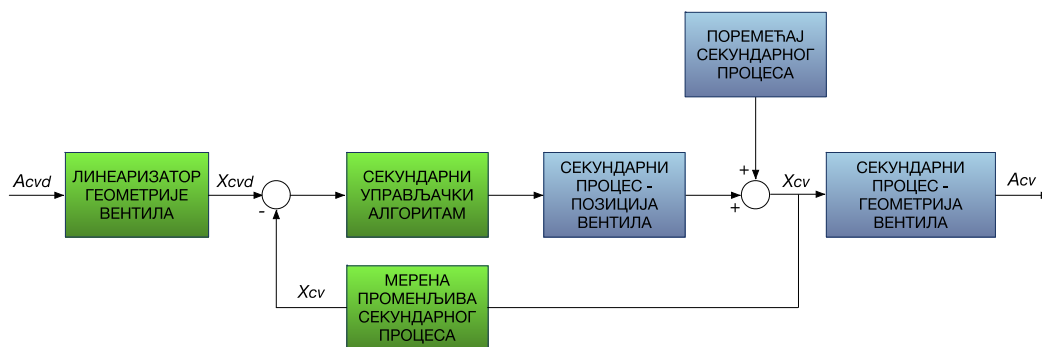
Управљачки излаз примарног управљачког система (A_{FB}) сумира се са излазом алгоритма директне компензације поремећаја (A_{FF}) дајући укупни управљачки излаз управљачког система примарног процеса (A_{cvd}):

$$A_{cvd} = A_{FF} + A_{FB} \quad (6.8)$$

Процедура синтезе система управљања примарним процесом је универзално применљива на све аеротунеле прекидног дејства.

6.1.2 Управљање секундарним процесом

Секундарни процес се одвија у управљачком вентилу, а Слика 6-4 приказује систем управљања овим процесом. Циљ управљања секундарним процесом је да се што брже постигне жељена површина пресека вентила (A_{cvd}). То се постиже у две фазе. У првој фази се линеаризује геометрија вентила, на основу познате зависности површине пресека вентила и његове позиције. У другој фази се управља актуатором, који би вентил требало што брже да доведе у жељену позицију (X_{cvd}).



Слика 6-4. Систем управљања секундарним процесом у управљачком вентилу

Процес у вентилу тако зависи од његове геометрије и од унутрашње динамике, која је првенствено одређена динамиком актуатора. То значи да је, за разлику од претходно описаног управљања примарним процесом, управљање секундарним процесом карактеристика појединачног аеротунела.

У аеротунелима за испитивање модела у малој размери се најчешће користе индустријски вентили, углавном лептирастог типа [68] [80] [103] [104]. Произвођачи тих вентила често испоручују софтвер за управљање вентилом. Међутим, када се користе у аеротунелима великих брзина прекидног дејства, овим вентилима је потребна посебна калибрација, пошто фабрички параметри често не омогућавају довољно брз одзив вентила.

У аеротунелима за испитивање модела у великој размери [2] [81] [146] се углавном не користе стандардни индустријски вентили, због немогућности да испуне захтеве који се постављају, првенствено у погледу брзине одзива. Вентили се у таквим случајевима пројектују заједно са аеротунелом, а калибришу експерименталним путем [62].

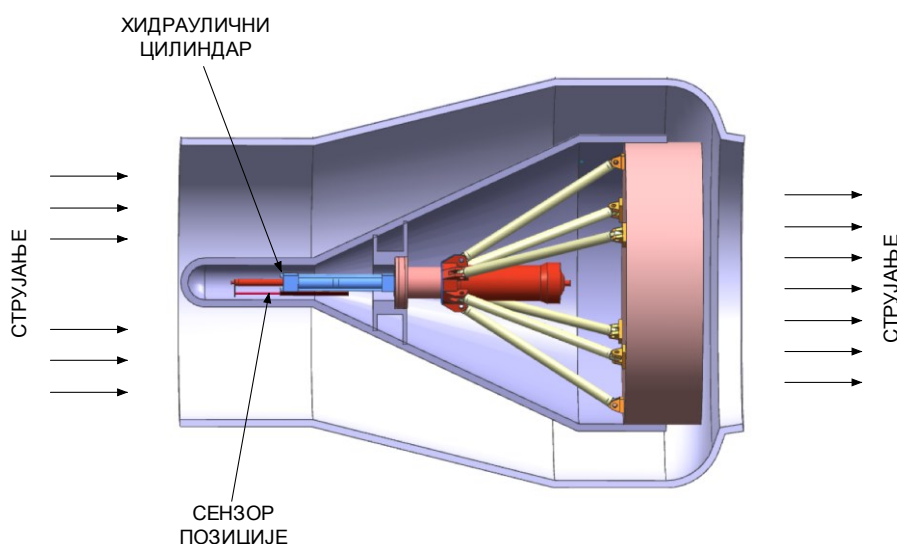
Приступ предложен у овој дисертацији може да се примени без обзира на врсту управљачког вентила. Геометрија вентила је позната у сваком случају, а унутрашње управљање позицијом вентила може да се изведе применом одговарајућег алгорита управљања. У пракси би то вероватно најчешће био алгоритам ПИД типа, али зависно од ситуације може да се примени и неки други. Без обзира на изабрани алгоритам, управљање секундарним процесом остаје у унутрашњој петљи, и требало би да компензује поремећаје тако да они немају утицај на примарни процес.

Како се управљање секундарним процесом разликује од једног до другог аеротунела, зависно од врсте управљачког вентила, овде ће бити представљено решење примењено у аеротунелу VTI T-38 [2].

6.1.2.1 Управљање секундарним процесом у аеротунелу VTI T-38

Управљачки вентил у аеротунелу VTI T-38 није стандардни индустријски вентил, већ је пројектован заједно са комплетном инсталацијом. У питању је прстенасти вентил са спољним и унутрашњим конусним непокретним деловима и покретним цилиндричним делом, који се креће дуж осе аеротунела, а чијим се кретањем мења површина излазног пресека вентила. Максималан ход покретног дела вентила је 0.5 m, а максимална површина попречног пресека 1.8 m². Вентил покреће хидраулични актуатор састављен

од електро-хидрауличног сервовентила и хидрауличног цилиндра. Напонски управљачки улаз долази на сервовентил, који регулише проток хидрауличног флуида ка цилиндру. Позиција вентила се мери линеарним сензором позиције. Слика 6-5 приказује склоп управљачког вентила са хидрауличним цилиндром и сензором позиције.



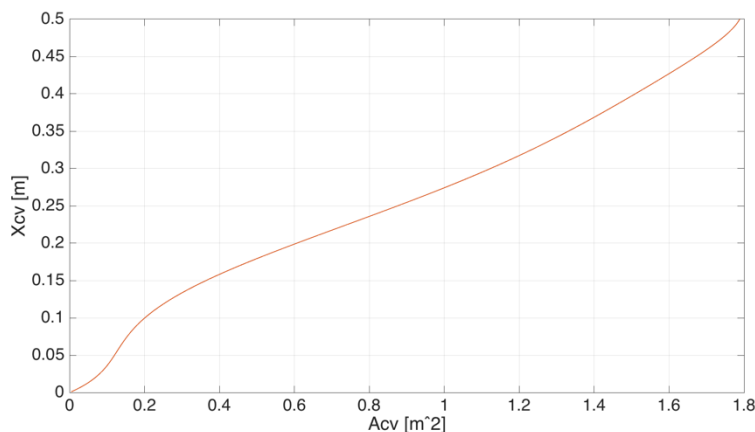
Слика 6-5. Склоп управљачког вентила са хидрауличним актуатором и сензором позиције у аеротунелу VTI T-38

Управљачки излаз примарног управљачког система је жељена површина вентила (A_{cvd}). Линеаризатор геометрије вентила трансформише ову површину у жељену позицију вентила (X_{cvd}). Ова зависност за управљачки вентил у аеротунелу VTI T-38 представља инверзну функцију зависности површине вентила од његове позиције, дате изразом (5.9) у оквиру разматрања динамике процеса у претходном поглављу.

$$X_{cv} = 0.23 A_{cv}^6 - 1.2189 A_{cv}^5 + 2.3529 A_{cv}^4 - 1.8484 A_{cv}^3 + 0.3023 A_{cv}^2 + 0.4537 A_{cv} \quad (6.9)$$

Слика 6-6 графички приказује линеаризатор геометрије вентила, односно зависност позиције вентила од површине његовог пресека.

Када је позната жељена позиција вентила (X_{cvd}), задатак управљачког система секундарног процеса је што брже достизање те позиције, на основу информације о тренутној позицији (X_{cv}) која се мери помоћу сензора и улази у управљачки алгоритам путем повратне спреге.



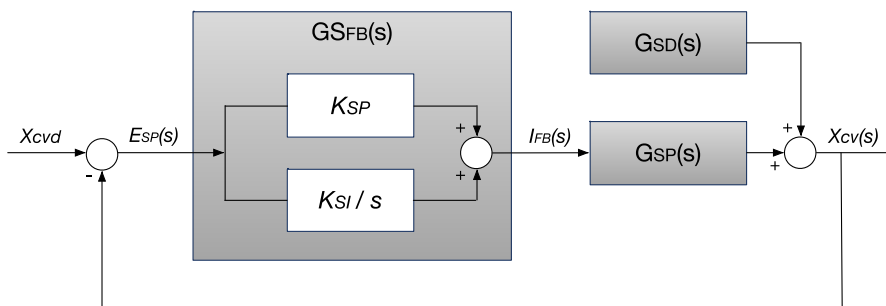
Слика 6-6. Линеаризатор геометрије управљачког вентила у аеротунелу VTI T-38

Како су системи управљања применом хидрауличних актуатора веома детаљно обрађени у литератури [147] [148] [149] [150] [151], са разрађеним методама управљања, овде ће бити избегнути детаљи који не би унели ништа ново у постојеће знање у тој области. Уосталом, у управљачким вентилима у аеротунелима могу да се користе и друге врсте актуатора, попут пнеуматских, а како се ова дисертација бави методом управљања струјањем која је применљива у свим аеротунелима великих брзина, детаљно разматрање решења примењених за појединачне вентиле није од нарочите важности за циљеве дефинисане у уводном поглављу.

Склоп хидрауличног актуатора и сензора позиције у управљачком вентилу аеротунела VTI T-38 (Слика 6-5) је такав да је веза актуатора и сензора линеарна, што је подстицај да се једноставан алгоритам ПИД типа користи за управљање. У пракси је увек присутна нелинеарност у карактеристикама хидрауличног серво вентила и цилиндра, и та нелинеарност представља главни поремећај секундарног процеса у вентилу (Слика 6-4). Овај поремећај се компензује на основу његовог ефекта на позицију вентила.

Слично као у случају примарног алгоритма, за секундарни управљачки алгоритам у аеротунелу VTI T-38 је изабран алгоритам ПИ типа, а Слика 6-7 даје његов блок дијаграм у Лапласовом домену. Преносна функција ПИ управљачког алгоритма, $G_{S_{FB}}(s)$, има следећи облик:

$$G_{S_{FB}}(s) = \frac{I_{FB}(s)}{E_{SP}(s)} = K_{SP} + \frac{1}{s} K_{SI} \quad (6.10)$$



Слика 6-7. Блок дијаграм ПИ система управљања секундарним процесом у Лапласовом домену

Параметри K_{SP} и K_{SI} представљају пропорционално и интегрално појачање ПИ алгоритма, $I_{FB}(s)$ је управљачки излаз ПИ алгоритма, а $E_{SP}(s)$ је грешка управљања, односно разлика између жељене и тренутне позиције вентила, X_{cvd} и $X_{cv}(s)$, респективно. Управљачки излаз ПИ алгоритма је тако:

$$I_{FB}(s) = \left(K_{SP} + \frac{1}{s} K_{SI} \right) E_{SP}(s) = \left(K_{SP} + \frac{1}{s} K_{SI} \right) (X_{cvd} - X_{cv}(s)) \quad (6.11)$$

Применом инверзне Лапласове трансформације на једначину (6.11), добија се управљачки излаз ПИ алгоритма у временском домену:

$$\frac{dI_{FB}}{dt} = -K_{SP} \frac{dX_{cv}(t)}{dt} + K_{SI}(X_{cvd} - X_{cv}(t)) \quad (6.12)$$

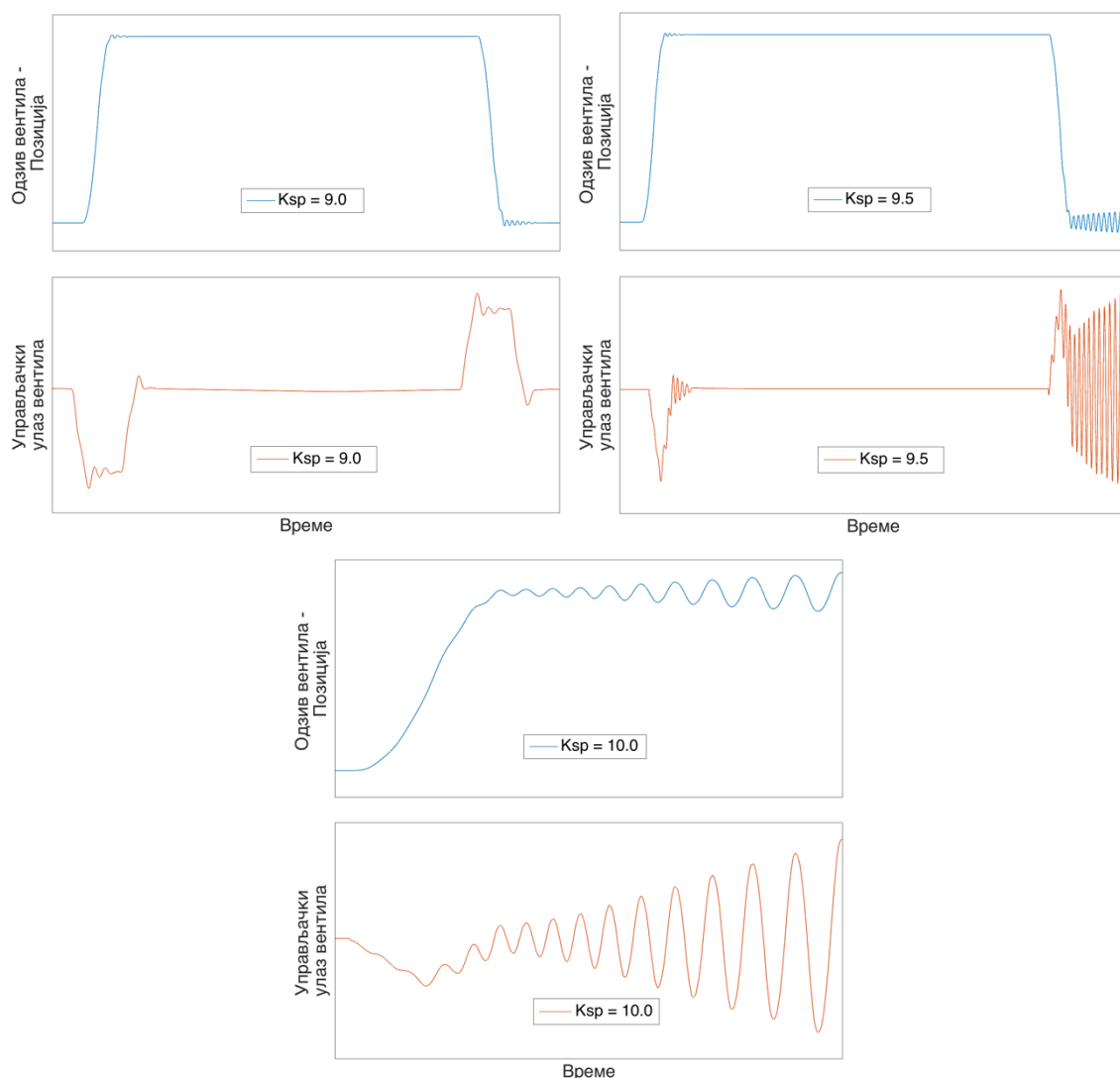
Подешавање параметара K_{SP} и K_{SI} секундарног управљачког система може да се обавља на разне начине. Најефективније методе подразумевају развој модела процеса и избор управљачких параметара на основу динамичких параметара модела. Међутим, избор методе првенствено зависи од тога да ли систем може да се испитује у отвореној петљи. У аеротунелу VTI T-38 то није прихватљива опција, због ограниченог хода вентила и могућности физичких оштећења. У таквим околностима се прибегава хеуристичким методама подешавања управљачких параметара у затвореној петљи [139] [145], које подразумевају деловање на процес одскочном променом жељене вредности управљане променљиве, мерење одзива процеса и његово коришћење за одређивање управљачких параметара.

Хеуристичко подешавање управљачких параметара се обавља на основу циља који се жели постићи. Код управљачког вентила у аеротунелима великих брзина првенствени циљ је постизање веома брзог одзива на управљачки улаз, праћеног брзом и ефикасном компензацијом поремећаја. Најпознатије методе које се користе за овако агресивно подешавање управљачких параметара имају за циљ постизање пригушено осцилаторног одзива, таквог да се у сваком следећем периоду осцилације амплитуда смањује четири пута, а међу овим методама су најпопуларније оне које су развили Ziegler-Nichols [152] и Cohen-Coon [153]. Њиховом применом се добија одзив система који је толико брз да увек премашује жељену вредност и осцилује око ње неколико пута пре смирења. Упркос врхунским перформансама у смислу компензације поремећаја, управљачке петље подешене на тај начин су осцилаторног карактера и раде на граници стабилности, а у каскадној архитектури то може да доведе до међусобног дејства унутрашње и спољне петље, па и до нестабилности.

Имајући то у виду, за подешавање управљачких параметара секундарног процеса у аеротунелу VTI Т-38 је коришћена модификована Ziegler-Nichols метода, која је карактеристична по мање агресивном подешавању од оригиналне методе, али и даље има добре перформансе у погледу компензације поремећаја.

Подешавање применом ове методе подразумева постепено повећавање пропорционалног појачања (K_{SP}), док су интегрално и диференцијално појачање постављени на нулу, све док се не достигне критично појачање (K_U) за које одзив система има конзистентне непригушене осцилације сталне амплитуде. Слика 6-8 приказује одзив управљачког вентила у аеротунелу VTI Т-38 на одскочну промену жељене вредности позиције, као и управљачки улаз вентила, за три различита пропорционална појачања, $K_{SP} = 9.0; 9.5; 10.0$. Код појачања $K_{SP} = 9.0$ приметне су пригушене осцилације позиције и управљачког улаза у вентила приликом кретања у оба смера, док су код $K_{SP} = 9.5$ осцилације у једном смеру пригушене, а у другом смеру су непригушене, са амплитудом која се конзистентно повећава, што значи да вентил постаје

нестабилан. Код $K_{SP} = 10.0$, вентил је нестабилан и у смеру у коме је на $K_{SP} = 9.5$ био стабилан.



Слика 6-8. Одзив и управљачки улаз вентила у затвореној петљи у аеротунелу VTI T-38 за одскочну промену жељене вредности позиције вентила

У одзиву вентила је приметна блага асиметрија, која може да буде резултат нелинеарности у електро-хидрауличном сервовентилу или хидрауличном цилиндру. У свим практичним системима су присутне мање или веће несавршености, а ниво асиметрије у овом случају није толики да управљачки систем са повратном спрегом не може да је компензује. Када је у питању критично појачање (K_{UJ}), на коме одзив система има непригушене осцилације сталне амплитуде, то појачање се у овом случају налази између 9.0 и 10.0. Како

се у овој врсти испитивања систем доводи на границу стабилности, односно на границу на којој постаје нестабилан, а и због присутне асиметрије, нема потребе да се утврђује тачна вредност појачања на коме ће одзив да има непригушене осцилације сталне амплитуде. За вредност критичног појачања усвојена је вредност $K_U = 9.5$, док је за период осцилација усвојена приближна вредност $T_U = 0.12$ s.

Применом класичне Ziegler-Nichols методе, коефицијенти ПИ алгоритма се одређују на основу критичног појачања (K_U) и критичног периода осцилација (T_U) на следећи начин [136] [139]:

$$K_{SP} = 0.45K_U = 0.45 \cdot 9.5 = 4.3 \quad (6.13)$$

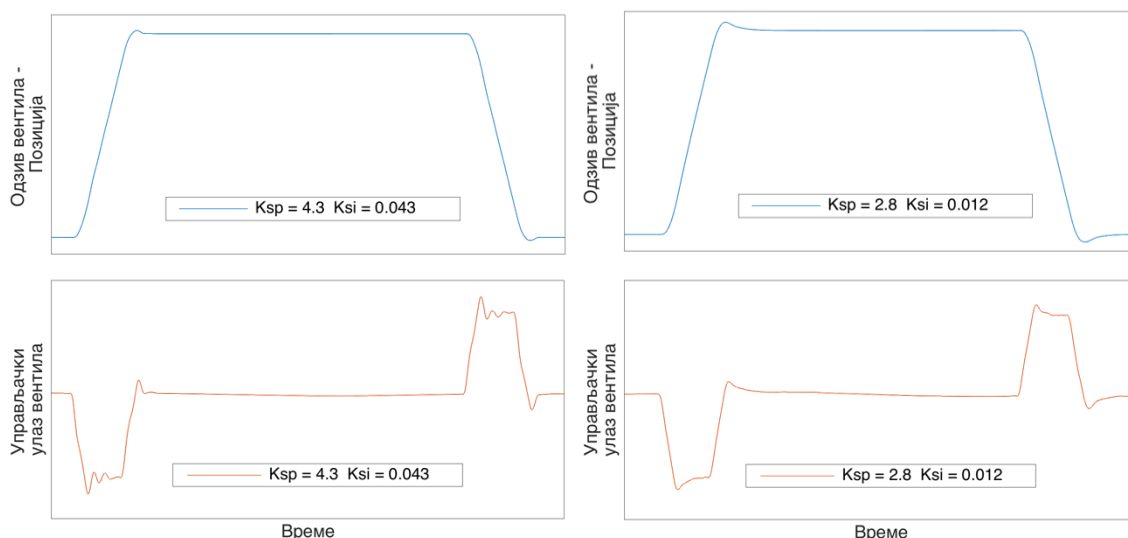
$$K_{SI} = \frac{K_{SP}}{T_I} T_S = \frac{1.2K_{SP}}{T_U} T_S = \frac{1.2 \cdot 4.3}{0.12} \cdot 0.001 = 0.043 \quad (6.14)$$

где $T_I = T_U/1.2$ представља интегрални период, а $T_S = 0.001$ s представља период прикупљања података, односно период управљачке петље.

Модификована Ziegler-Nichols метода даје мање пропорционално појачање у односу на класичну методу, између $0.20K_U$ и $0.33K_U$, зависно од тога да ли се жели премашење одзива или не. Применом ове препоруке, на основу експеримената су усвојени следећи коефицијенти ПИ алгоритма:

$$K_{SP} = 2.8 \quad ; \quad K_{SI} = 0.012 \quad (6.15)$$

Слика 6-9 даје одзив и управљачки улаз вентила на одскочну промену жељене вредности позиције применом ПИ алгоритма са параметрима добијеним класичном (лево) и модификованом (десно) Ziegler-Nichols методом. Применом класичне методе добијен је очекивани одзив са премашењем, док се на управљачком улазу уочава пригушена осцилација пре смирења, која показује да систем ради на самој граници стабилности. Модификована метода такође даје одзив вентила са премашењем, али без осцилације управљачког излаза. Модификовањем Ziegler-Nichols методе се тако добија одзив вентила који се налази више унутар стабилног подручја рада у односу на класичну методу, због чега је погоднији за примену у каскадној архитектури управљања.



Слика 6-9. Одзив и управљачки улаз вентила у аеротунелу VTI T-38 за одскачну промену жељене вредности позиције применом ПИ параметара добијених класичном (лево) и модификованом (десно) Ziegler-Nichols методом

У сваком случају, без обзира на примењену методу, подешавање управљачких параметара секундарног процеса се обавља пре било каквих подешавања параметара примарног процеса. После подешавања, управљачка петља секундарног процеса се укључује у каскадну архитектуру, после чега је могуће подешавање управљачке петље примарног процеса.

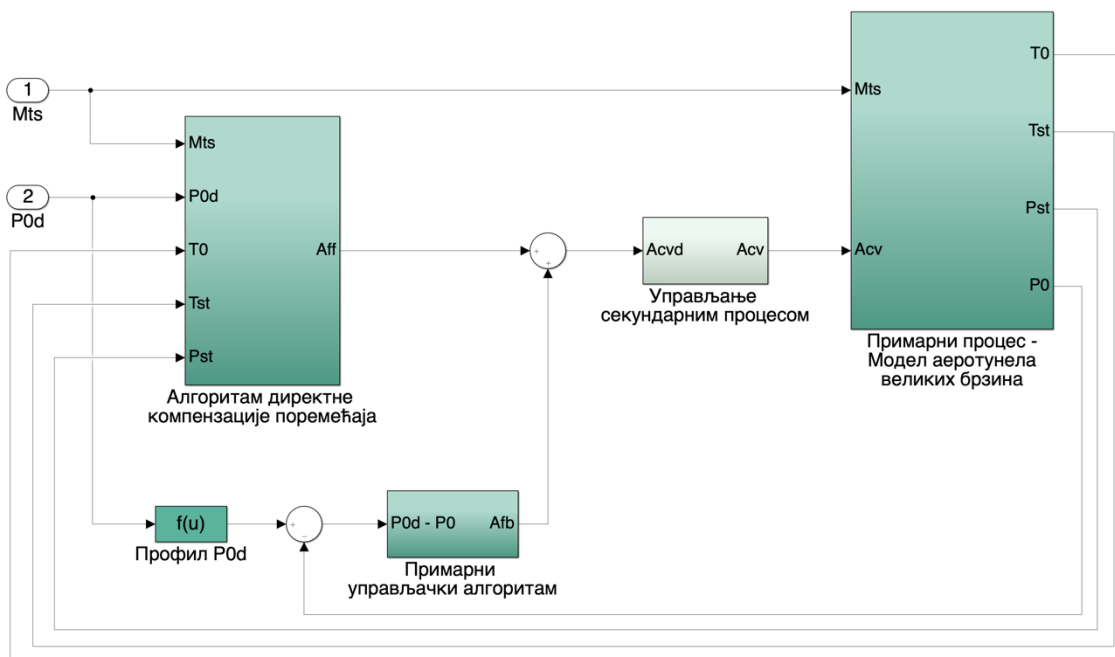
Како управљачки систем вентила у аеротунелу VTI T-38 није добијен на основу модела процеса у вентилу, већ хеуристичким путем, секундарни управљачки алгоритам је у каскадну архитектуру укључен на основу идентификације преносне функције система управљања секундарним процесом са повратном спрегом. Идентификација је обављена применом алата за процењивање преносне функције у оквиру програмског окружења Matlab [131] [154], на основу података о одзиву управљачког вентила (Слика 6-9), а добијена преносна функција $GS_{FB}(s)$ је следећег облика:

$$GS_{FB}(s) = \frac{X_{cv}(s)}{X_{cvd}(s)} = \frac{1}{0.07s + 1} \quad (6.16)$$

Управљање секундарним процесом у аеротунелу VTI T-38 тако представља систем првог реда, са временском константом од 0.07 s.

6.2 Симулациони модел каскадног система управљања

Симулациони модел аеротунела великих брзина, развијен у одељку 4.5, представља основу за развој симулационог модела каскадног система управљања струјањем (Слика 6-10). Модел аеротунела великих брзина заправо представља модел примарног процеса који се одвија у аеротунелу.



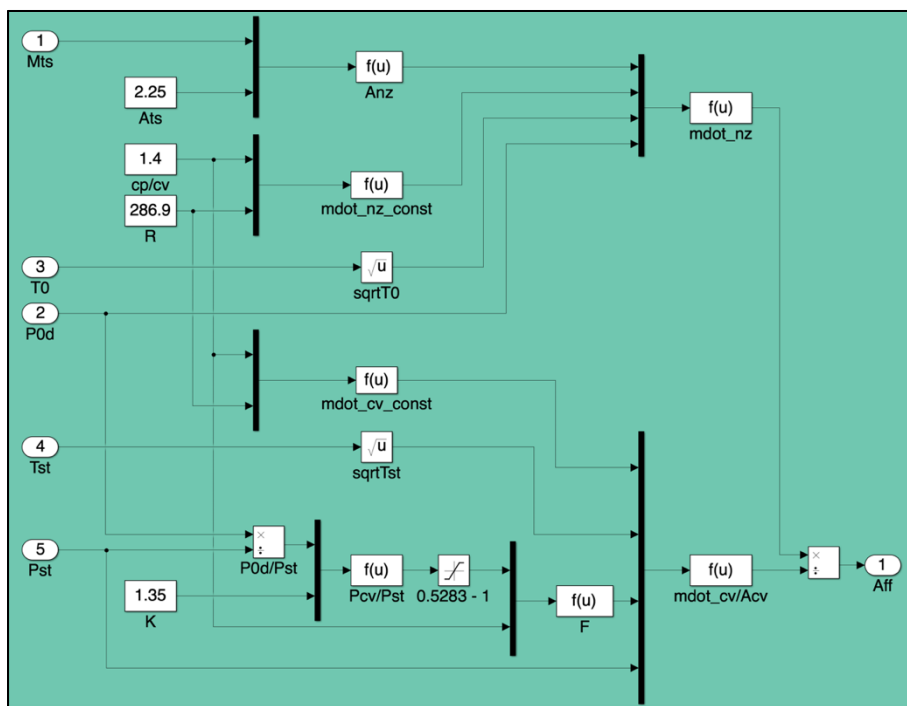
Слика 6-10. Симулациони модел каскадног система управљања струјањем

Улази симулационог модела су жељени Махов број у радном делу (M_{ts}) и жељени притисак струјања (p_{0d}).

Управљање примарним процесом предложено у одељку 6.1.1 састоји се од алгоритма директне компензације поремећаја (одељак 6.1.1.1) и примарног управљачког алгоритма са повратном спрегом (6.1.1.2).

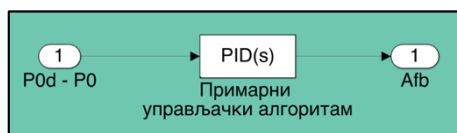
Слика 6-11 даје детаљан приказ алгоритма директне компензације поремећаја. Жељена површина пресека вентила се одређује применом једначине континуитета, односно изједначавањем масеног протока кроз управљачки вентил и масеног протока кроз млазник. У оквиру овог модула су коришћене исте карактеристике ваздуха као приликом развоја модела аеротунела, а то су однос специфичних топлота при константном притиску и константној запремини ($\kappa = c_p/c_v = 1.4$) и специфична гасна константа ($R =$

286.9 J/kgK). Вредности које су типичне за аеротунел VTI T-38 које су усвојене у овом алгоритму су површина пресека радног дела ($A_{ts} = 2.25 \text{ m}^2$) и коефицијент губитка притиска у комори умирења ($K = 1.35$).



Слика 6-11. Алгоритам директне компензације поремећаја

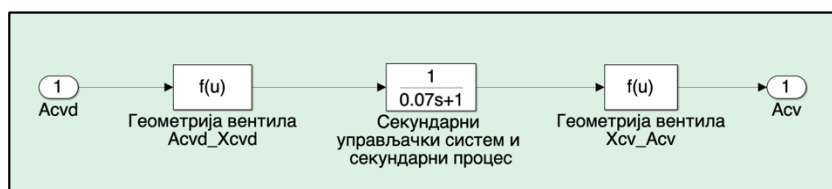
Примарни управљачки алгоритам (Слика 6-12) је ПИ алгоритам, чији се излаз формира на основу разлике жељеног и тренутног притиска струјања. У овај алгоритам улази профил жељеног притиска струјања (Слика 6-10), који заправо представља жељену промену притиска струјања од атмосферског до жељеног приликом успостављања струјања.



Слика 6-12. Примарни управљачки алгоритам

Управљање секундарним процесом (Слика 6-13) обухвата управљачки систем и секундарни процес у управљачком вентилу, а они су представљени геометријом вентила и преносном функцијом секундарног управљачког

система и секундарног процеса. Геометрија вентила у аеротунелу VTI T-38 дата је једначинама (6.9) и (5.9), док је преносна функција секундарног управљачког система и секундарног процеса дата једначином (6.16).



Слика 6-13. Управљање секундарним процесом

У следећем одељку је симулациони модел каскадног система управљања струјањем примењен за анализу одзива аеротунела на управљање, као и за подешавање параметара примарног управљачког алгорита.

6.3 Подешавање примарног управљачког система

Симулациони модел каскадног система управљања струјањем, развијен у претходном одељку, може да се користи за подешавање управљачких параметара било ког аеротунела великих брзина прекидног дејства, под условом да су познати параметри управљања секундарним процесом који важе за управљачки вентил у разматраном аеротунелу. У одељку 6.1.2.1 је описан поступак којим су добијени параметри управљања вентилом у аеротунелу VTI T-38, па ће подешавање параметара примарног управљачког система у овом одељку бити примењено на ту инсталацију.

Одзив симулационог модела (Слика 6-10) за разне параметре примарног управљачког система (K_{PP} и K_{PI}) анализиран је у суперсоничном радном опсегу аеротунела VTI T-38. Циљ анализе је био да се утврди да ли је алгоритам директне компензације поремећаја довољно ефикасан у отклањању нелинеарности да омогући да се један сет параметара K_{PP} и K_{PI} примарног управљачког система користи у читавом радном опсегу аеротунела. Симулације су показале да јесте, а изабран је следећи сет параметара:

$$K_{PP} = 5.4 \quad ; \quad K_{PI} = 0.055 \quad (6.17)$$

Како је модел аеротунела великих брзина развијен у поглављу 4 показао значајне разлике између нижег и вишег опсега суперсоничних брзина, резултати подешавања примарног управљачког система су овде представљени за два Махова броја, који су и у претходном делу дисертације сматрани репрезентативним – $M_{ts} = 1.5$ и $M_{ts} = 3.0$. Резултати симулација су упоређени са експерименталним резултатима прикупљеним у ранијим испитивањима у аеротунелу VTI T-38, а који су такође коришћени у претходним поглављима дисертације. Жељени Махов број, жељени притисак струјања и почетни притисак у резервоару у овим експериментима су били:

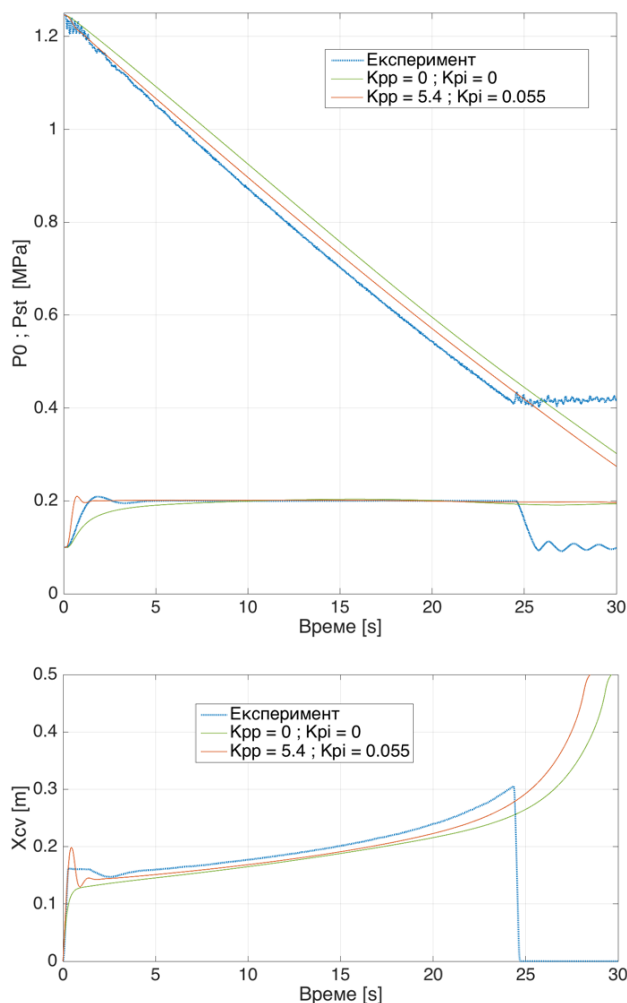
$$M_{ts} = 1.5 \quad ; \quad p_{0d} = 0.20 \text{ МПа} \quad ; \quad p_{ts} = 1.2466 \text{ МПа}$$

$$M_{ts} = 3.0 \quad ; \quad p_{0d} = 0.95 \text{ МПа} \quad ; \quad p_{ts} = 1.5398 \text{ МПа}$$

Исти ови параметри су усвојени као улаз у симулацијама, а за решавање симулационог модела је коришћен фиксни временски корак од 0.004 s [2].

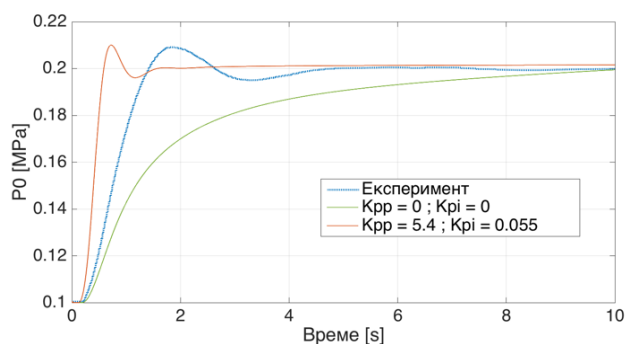
У досадашњем раду аеротунела VTI T-38 коришћен је управљачки алгоритам који се састојао из четири фазе. У првој фази је управљачки вентил отворан на претходно израчунату позицију, а у другој фази је та позиција одржавана до постизања одређене вредности притиска струјања. У трећој фази је коришћен алгоритам компензације поремећаја до успостављања жељеног притиска струјања у четвртој фази, у којој је активиран ПИД алгоритам за одржавање те вредности притиска [15]. Поред тога што је био компликован, овај приступ је био карактеристичан и по великом утицају жељених параметара струјања и почетног притиска у резервоару на време и квалитет успостављања струјања, због активирања алгоритма са повратном спрегом тек после успостављања струјања.

Слика 6-14 даје резултате експеримента и две симулације за Махов број 1.5. Прва симулација је обављена за $K_{pp} = 0$ и $K_{pl} = 0$, односно за случај када се за управљање примарним процесом користи само алгоритам директне компензације. У другој симулацији су коришћени параметри примарног управљачког алгоритма дефинисани са (6.17), што значи да се у том случају управљачки излаз састојао од суме излаза алгоритма директне компензације поремећаја и ПИ примарног управљачког алгоритма.



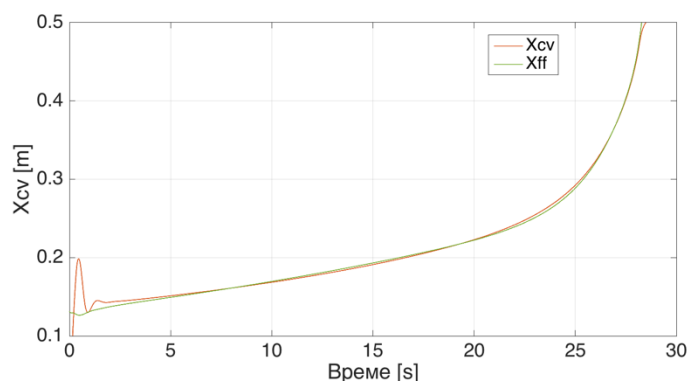
Слика 6-14. Резултати симулација у односу на раније експерименталне резултате за Махов број 1.5 у аеротунелу VTI T-38

Слика 6-15 даје само притисак струјања из експеримента и две симулације током првих 10 s, како би се прегледније приказала његова промена, односно време постизања његове жељене вредности.



Слика 6-15. Притисак струјања у експерименту и симулацијама за Махов број 1.5 у аеротунелу VTI T-38

Време достигања жељеног притиска струјања у експерименту је било нешто дуже од 5 s. Када је у симулацији коришћен само алгоритам директне компензације поремећаја ово време је очекивано било знатно дуже и износило је око 10 s. Наиме, пошто је овај алгоритам дефинисан на основу једнакости масеног протока кроз управљачки вентил и млазник, он не узима у обзир време потребно за пуњење коморе умирења током успостављања струјања са жељеним притиском струјања. Сврха овог алгоритма је да елиминира нелинеарност коју у струјање уноси пад притиска у резервоару, па да једноставан линеарни ПИ алгоритам са истим управљачким параметрима може да се користи у читавом радном опсегу аеротунела како би се омогућило брже успостављање и тачније одржавање жељеног притиска струјања. Тако симулација са активним ПИ алгоритмом даје време достигања жељеног притиска струјања краће од 2 s. Слика 6-16 приказује удео алгоритма директне компензације поремећаја (X_{FF}) у укупном одзиву вентила (X_{cv}).



Слика 6-16. Удео алгоритма директне компензације поремећаја у укупном одзиву управљачког вентила за Махов број 1.5

Удео алгоритма компензације поремећаја је мали на почетку експеримента, и тада у укупном излазу примарног управљачког система доминира ПИ алгоритам. Вентил се прво брзо отвара како би се омогућило што брже пуњење коморе умирења до жељеног притиска струјања, а затим се брзо затвара до позиције потребне за одржавање те вредности притиска. Како се ово отварање и затварање вентила првенствено одвија под дејством система са повратном спрегом, не очекује се да почетни притисак у резервоару има утицај на време успостављања жељеног притиска струјања. Наиме, за већи

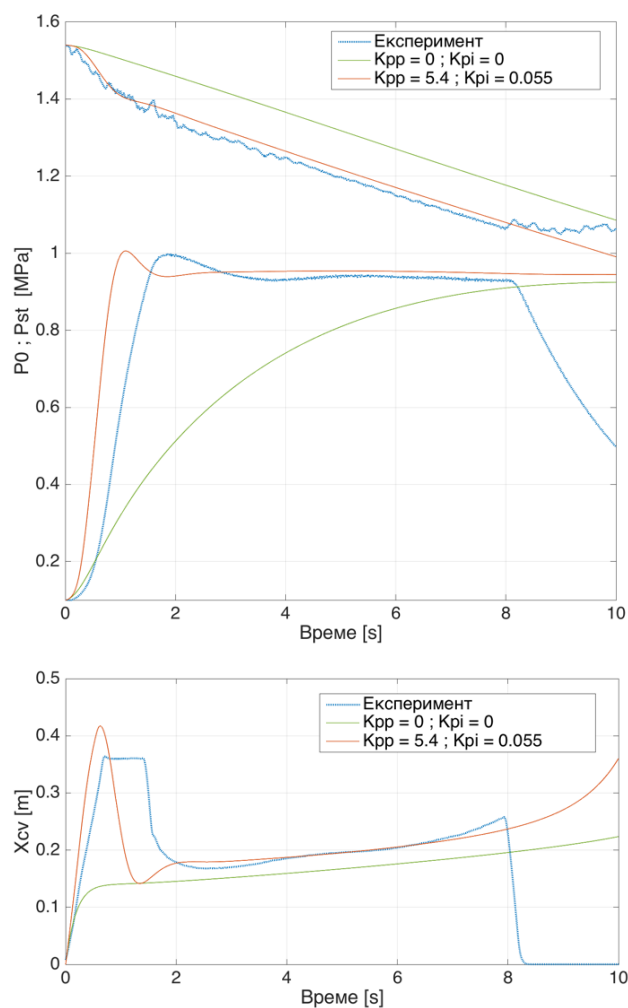
почетни притисак у резервоару, почетно отварање вентила ће бити мање, а за мањи почетни притисак у резервоару ће почетно отварање вентила бити веће, док би време успостављања жељеног притиска струјања требало да остане приближно исто. Слично резонување као за почетни притисак у резервоару може да се примени и за жељени притисак струјања.

Када се успостави жељени притисак, удео алгоритма компензације поремећаја у укупном излазу примарног управљачког система је доминантан, а излаз ПИ алгоритма у тој фази служи само за фино подешавање мереног притиска струјања око жељене вредности. Пошто је алгоритам компензације поремећаја у аеротунелу VTI T-38 дефинисан на бази процењене средње вредности губитка притиска у комори умирења (K), ПИ алгоритам побољшава тачност управљања у односу на управљање применом само алгоритма компензације поремећаја нарочито на крају експеримента (Слика 6-14), када се губитак K повећава услед пада притиска у резервоару.

У симулацијама је добијена нешто мања потрошња ваздуха у резервоару у односу на експеримент (Слика 6-14). Међутим, време успостављања струјања када је коришћен ПИ управљачки алгоритам са директном компензацијом поремећаја је за 3 s краће него у експерименту, и то је резултат који доноси највећу уштеду. Другим речима, како се потребна мерења на моделу обављају након успостављања жељених параметара струјања, то значи да је корисно време трајања експеримента за 3 s дуже када се користи каскадни систем управљања струјањем предложен у дисертацији. У овде разматраном експерименту би остварена уштеда изражена преко притиска у резервоару била нешто већа од 0.1 МПа.

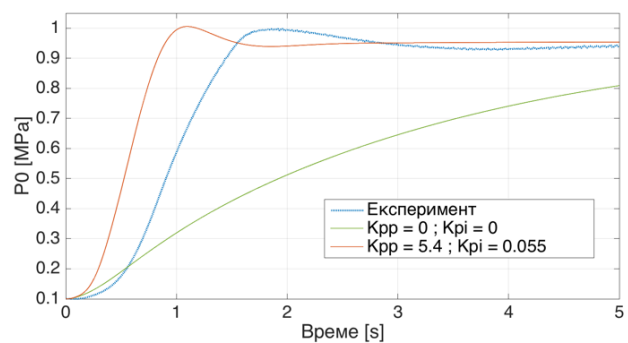
Слика 6-17 даје резултате експеримента и две симулације за Махов број 3.0. Слично као у претходном случају, прва симулација је обављена за $K_{pp} = 0$ и $K_{pl} = 0$, када се користи само алгоритам директне компензације поремећаја, а у другој симулацији су коришћени параметри примарног ПИ управљачког алгоритма дефинисани са (6.17) у комбинацији са компензацијом поремећаја.

Слика 6-18 даје само притисак струјања из експеримента и две симулације током првих 5 s, како би се прегледније приказала његова промена, односно време постизања његове жељене вредности.



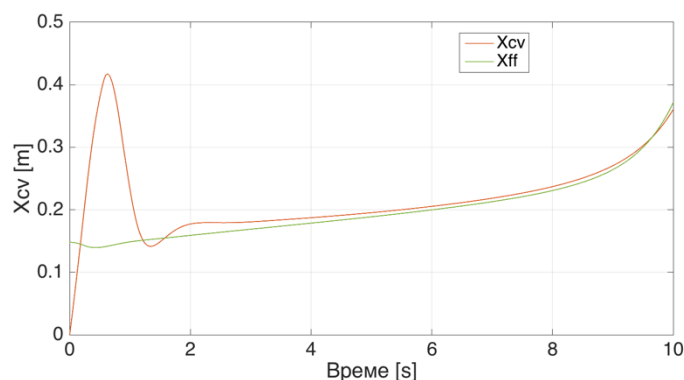
Слика 6-17. Резултати симулација у односу на раније експерименталне резултате за Махов број 3.0 у аеротунелу VTI T-38

Резултати симулација су у складу са очекивањима и са анализом разлика између нижих и виших суперсоничних Махових бројева.



Слика 6-18. Притисак струјања у експерименту и симулацијама за Махов број 3.0 у аеротунелу VTI T-38

Како је алгоритам компензације поремећаја дефинисан на основу једнакости масеног протока кроз управљачки вентил и млазник, без узимања у обзир времена потребног за пуњење коморе умирења, коришћењем само овог алгоритма би било потребно веома дуго време да се достигне жељени притисак струјања на вишим Маховим бројевима, типичним по малом масеном протоку. У овде разматраном случају, резултат симулације (Слика 6-17) показује да чак није ни достигнут жељени притисак струјања. Када се ПИ алгоритам примени у комбинацији са директном компензацијом, време достизања жељеног притиска је нешто веће од 2 s. Слика 6-19 приказује удео алгоритма директне компензације поремећаја (X_{FF}) у укупном одзиву вентила (X_{cv}).



Слика 6-19. Удео алгоритма директне компензације поремећаја у укупном одзиву управљачког вентила за Махов број 3.0

Слично као у претходном случају, удео алгоритма компензације поремећаја је мали на почетку експеримента, и тада у укупном излазу примарног управљачког система доминира ПИ алгоритам. У односу на експеримент на $M_{ts} = 1.5$ и $p_{0d} = 0.2$ МПа (Слика 6-16), почетно отварање вентила је у овом експерименту веће, пошто је потребно да се комора умирења напуни до притиска 0.95 МПа како би се успоставило жељено струјање.

Када се успостави жељени притисак, удео алгоритма компензације поремећаја у укупном излазу примарног управљачког система је доминантан, а излаз ПИ алгоритма служи само за фино подешавање мереног притиска струјања око жељене вредности. Постигнути притисак струјања у симулацији је значајно ближи жељеној вредности него у експерименту, током кога је

вредност притиска струјања била конзистентно мања од жељене вредности од 0.95 МРа, уз трајање успостављања струјања дуже од 5 s.

Значајан резултат који произилази из симулација рада каскадног система управљања у претходна два случаја, као и у другим деловима суперсоничног радног опсега аеротунела, је да исти сет параметара примарног управљачког система, $K_{PP} = 5.4$ и $K_{PI} = 0.055$, даје конзистентно добре резултате, без обзира на жељене параметре струјања и почетни притисак струјања. На основу тога би могло да се претпостави да предложени алгоритам директне компензације поремећаја успешно отклања највећи део нелинеарности услед пада притиска у резервоару. Елиминисање потребе за посебним подешавањем управљачких параметара за разне комбинације жељених и почетних услова експеримента у пракси доноси значајно мање трошкове интеграције система.

6.4 Закључак

У овом поглављу је дат оквир за синтезу каскадног система управљања струјањем (одељак 6.1), при чему синтеза управљања примарним процесом (одељак 6.1.1) у датом облику може да се примени на сваки аеротунел великих брзина, док синтеза управљања секундарним процесом (одељак 6.1.2) зависи од управљачких елемената у конкретном аеротунелу, а овде је дат пример њене примене у аеротунелу VTI T-38. Нумеричке симулације са развијеним симулационим моделом (одељак 6.2) подешеним за аеротунел VTI T-38 (одељак 6.3) показале су да исти сет управљачких параметара може да се користи у комплетном суперсоничном радном опсегу инсталације.

7 ХИБРИДНА УПРАВЉАЧКА ХИЈЕРАРХИЈА У АЕРОТУНЕЛИМА ВЕЛИКИХ БРЗИНА

“Научници откривају свет који постоји; инжењери креирају свет који није постојао.”

Theodore von Kármán

У поглављу 4 је развијен континуални динамички модел аеротунела великих брзина. Модел је у поглављу 5 коришћен за анализу динамике процеса који се одвија у аеротунелима, а на основу те анализе предложен је алгоритам управљања струјањем базиран на континуалним динамичким процесима. Синтеза предложеног система управљања обављена је у поглављу 6. Почевши од континуалне динамике којом се бавио претходни део дисертације, у овом поглављу се у разматрање уводи и дискретна динамика, а резултат комбинованог разматрања континуалне и дискретне динамике је хибридни систем управљања струјањем.

Аеротунели се у овој дисертацији разматрају као хибридни системи управљања струјањем са идејом да се промени парадигма која је деценијама присутна у овој области. Како су изложени све већим захтевима у погледу тачности и сложености експеримената, аеротунели данас раде доста ближе границама својих перформанси како би се постигла већа ефикасност употребе ресурса. Парадигма централизованог управљања из прошлости, због високог нивоа комуникација и прорачуна, није више ефективна за комплексне процесе нарочито ако се жели да управљачки алгоритми буду отпорни на грешке. Овде је она замењена парадигмом дистрибуираног управљања, у оквиру које се функције расподељују тако да се избегава сувише висок ниво комуникација и прорачуна који доноси централизованог управљање, уз истовремено смањење комплексности и побољшање интуитивности.

Мада се сврха управљања струјањем у аеротунелима своди на постизање жељених вредности два параметра сличности – Маховог броја и Рејнолдсовог броја – у основи постизања тог циља се налази веома сложен систем са великим бројем компоненти. Свака од тих компоненти је сама по себи систем управљања који би требало да има могућност независног рада, али и рада у синхронизацији са осталим компонентама. Очигледан пример је управљачки вентил, који представља систем управљања позицијом. Међутим, током експеримената у аеротунелу, управљачки вентил је систем за управљање притиском струјања на бази промене површине пресека вентила. Млазник представља сложени систем управљања позицијом, док је у експериментима систем за управљање Маховим бројем. Поред ових основних компоненти, сваки аеротунел има низ компоненти неопходних за безбедан рад. На основу сензора са тих компоненти, систем управљања доноси одлуке о наставку рада, а одлуке у облику излаза из система управљања мењају стање одговарајућих компоненти. Колико је функција безбедности важна у аеротунелима може да се демонстрира на примеру аеротунела VTI T-38. Компоненте овог аеротунела важне за управљање струјањем имају око 200 улазних/излазних сигнала који се користе директно у управљању струјањем. Са друге стране, компоненте важне за безбедност имају око 700 улазних/излазних сигнала [17]. Из перспективе дистрибуираног управљања, то значи да аеротунел поред више управљачких функција има и функцију безбедности.

Дистрибуиране управљачке функције би требало да буду организоване у оквиру неке хијерархијске архитектуре, која омогућава да те функције буду релативно аутономне, али уз довољно координације да могу да се постигну високе перформансе. У складу са овом хијерархијом је она у којој се подаци са сензора преносе са нижих на више нивое хијерархије, док се команде ка актуаторима преносе са виших на ниже нивое. Подаци и команде се на вишим нивоима обично симболички интерпретирају, што подразумева дискретно управљање, док су на нижим нивоима подаци и команде континуални, што подразумева континуалне управљачке законе. Повезивање ових нивоа има све елементе хибридног управљања. Концепт хибридних управљачких система успешно је примењен у неким изузетно важним сложеним системима,

као што су систем контроле лета [111], управљачки систем летелица [112], аутономне подморнице [113] и мобилне нафтне платформе [114].

У оквиру овог истраживања, концепт хибридних система примењен је на аеротунеле великих брзина, прво разматрањем континуалних динамичких процеса у аеротунелу, а затим увођењем дискретне динамике, са општим резултатом у облику нове парадигме управљања струјањем у аеротунелима, а са практичним резултатом у облику хибридног хијерархијског дистрибуираног система управљања струјањем у аеротунелу VTI T-38 у Београду.

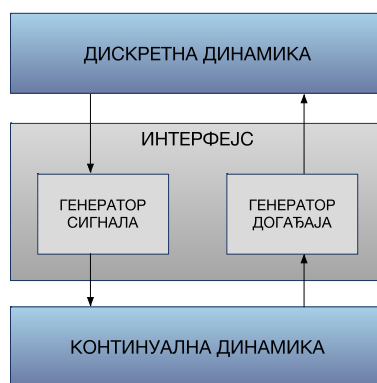
У одељку 7.1 је размотрена општа архитектура хибридних динамичких система. Одељак 7.2 се бави хијерархијском управљачком архитектуром предложеном у овој дисертацији. Интерфејс дискретне и континуалне динамике размотрен је у одељку 7.3, док је у одељку 7.4 илустрована хибридна управљачка хијерархија примењена у аеротунелу VTI T-38.

7.1 Хибридни динамички систем

Пре нешто више од две деценије је истакнута потреба да се развијају методе и алати за пројектовање и верификацију хибридних динамичких система [155], који би могли да се примене у управљању разним сложеним системима, почевши од беспилотних летелица, аутономних моторних возила, аутономних подморница, мобилних нафтних платформи, па до система великих размера, попут система контроле лета и аутоматизованог система путева. Мада су сви технолошки системи у суштини хибридни са више или мање комплексном везом континуалне и дискретне динамике, потреба за овим методама и алатима је израженија код система са сложеном хијерархијском архитектуром, где се различите методе користе за пројектовање на сваком нивоу хијерархије. Међутим, за пројектовање управљања на неком нивоу хијерархије потребно је да динамика система на осталим нивоима буде описана на начин разумљив на разматраном нивоу. Посебан проблем представља "разумевање" између дискретних и континуалних нивоа хијерархије, односно између највиших нивоа хијерархије

са апстрактним дискретним протоколима, језичким и квалитативним информацијама, и нижих квантитативних нивоа са примењеним конкретним управљачким законима и квантитативним информацијама. Другим речима, поред пројектовања управљања на сваком нивоу хијерархије посебно, у хибридним системима је неопходно веома пажљиво пројектовање интерфејса између различитих нивоа, а нарочито између нивоа од којих један има континуалну, а други дискретну динамику.

Слика 7-1 приказује архитектуру типичног хибридног система, који је организован у два или више нивоа [156], па је суштински увек и хијерархијски. На сваком нивоу хијерархије се користе различити нивои апстракције модела физичког објекта управљања. На нижим нивоима хијерархије се налази сам објекат управљања и сви управљачки алгоритми који раде на истом нивоу апстракције. Опис објекта управљања на вишим нивоима је апстрактнији. На овим нивоима могу да се користе машине са коначним бројем стања [157] [158], фази логика [159] [160], Петријеве мреже [161] [162], итд. Континуални и дискретни нивои комуницирају преко интерфејса, који има улогу преводиоца квантитативних у квалитативне информације, и обрнуто.



Слика 7-1. Архитектура хибридног система

Описана управљачка архитектура је присутна у великом броју технолошких примена и представља срж формализације хибридних система. Она је резултат захтева да системи буду аутономни, односно да раде аутоматски и без људске интервенције, што подразумева да управљачки систем мора не само да се бави управљачким петљама појединих процеса у систему, већ и да

планира секвенцу акција да би се постигао постављени циљ. Планирање акција је инхерентно дискретан процес, типичан за више нивоа хијерархије, док се континуалне управљачке петље које извршавају те акције налазе на нижим нивоима. Оваква архитектура се користи, између осталог, у интелигентним управљачким системима [163] [164] [165], експертским системима [166] [167] или системима за управљање кретањем [168] [169].

Аеротунели великих брзина, без обзира да ли су у питању мање инсталације за испитивање модела у малој размери или сложене инсталације за испитивање модела у великој размери, суштински представљају хибридне хијерархијске системе за управљање струјањем. У следећем одељку је предложена хијерархијска управљачка архитектура ових система.

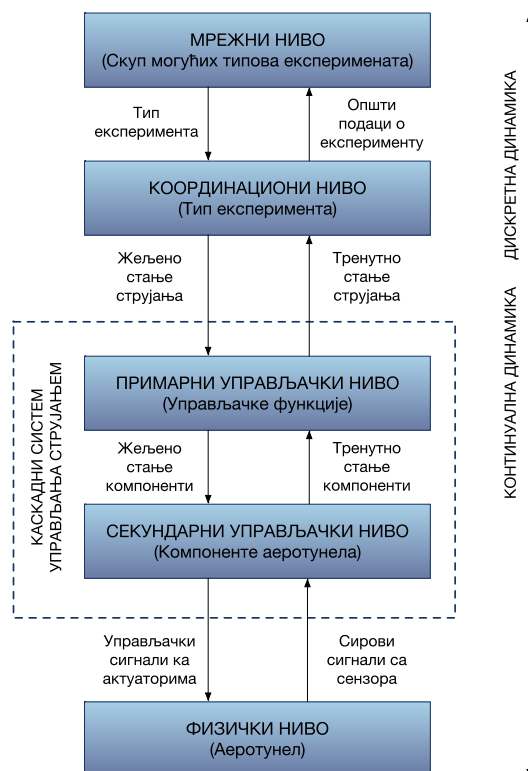
7.2 Хијерархијска управљачка архитектура у аеротунелима великих брзина

Организација управљачких функција у аеротунелима и управљање свим компонентама ових система, којих може да буде веома много, представља крупан изазов у пројектовању управљачких система. Слично архитектури предложеној у [170], овде је систем управљања струјањем у аеротунелима организован у пет нивоа у оквиру хијерархије. Слика 7-2 даје блок дијаграм са различитим нивоима управљачке хијерархије, и са позицијом претходно развијеног каскадног система управљања струјања у тој хијерархији.

На сваком од нивоа хијерархије физички систем се дефинише на различитом нивоу апстракције. Претходни део дисертације се бавио искључиво континуалном динамиком, односно моделом процеса, као и анализом и синтезом управљања тим процесима, па се са објашњавањем управљачке хијерархије полази од најнижег нивоа.

7.2.1 Физички ниво

На најнижем нивоу хијерархије је сам физички систем, односно аеротунел са свим својим сензорима и актуаторима. Он је формално део управљачке хијерархије, али суштински представља објекат управљања.



Слика 7-2. Нивои управљачке хијерархије

Аеротунел се на овом нивоу сагледава као скуп појединачних сензора и актуатора. Излаз овог нивоа су сигнали са сензора, а улаз су сигнали ка актуаторима који долазе са следећег вишег нивоа у хијерархији.

7.2.2 Секундарни управљачки ниво

На секундарном управљачком нивоу се аеротунел сагледава као скуп компоненти. Примери компоненти су млазник, управљачки вентил, или механизам за кретање модела. Основна карактеристика компоненте аеротунела је да може да се креће, а управљачке петље на овом нивоу управљају тим кретањем.

Жељене позиције компоненти представљају улаз са примарног управљачког нивоа, док подаци са сензора представљају улаз са физичког нивоа. На основу жељених и тренутних позиција, управљачке петље генеришу излаз ка актуаторима на физичком нивоу.

Поред тога, на овом нивоу се непрекидно прате сензори на физичком нивоу и подаци о њиховом стању се преносе на примарни управљачки ниво.

На секундарном управљачком нивоу се налази управљање секундарним процесом у оквиру каскадне архитектуре, која је кроз читав ток овог истраживања разматрана за случај управљања притиском струјања. Улаз са примарног управљачког нивоа је жељена површина пресека вентила, односно жељена позиција, а улаз са физичког нивоа је тренутна позиција. Секундарни управљачки алгоритам, на основу жељене и тренутне позиције, формира излаз ка актуатору управљачког вентила на физичком нивоу.

7.2.3 Примарни управљачки ниво

На примарном управљачком нивоу аеротунел се сагледава као скуп управљачких функција. Основне управљачке функције које су увек присутне у стандардним типовима експеримената у аеротунелима су:

- Функција управљања Маховим бројем
- Функција управљања Рејнолдсовим бројем
- Функција управљања моделом
- Функција безбедности рада аеротунела.

У предложеној хијерархијској структури се релативно лако додају нове управљачке функције, потребне када се у аеротунелима обављају нестандартни експерименти који захтевају коришћење додатних уређаја, попут уређаја за испитивање динамичких карактеристика модела [171], уређаја за мерење расподеле притиска [123] или разних типова система за визуализацију струјања [172].

На примарном управљачком нивоу се налази управљање примарним процесом у оквиру каскадне архитектуре, која је у овом истраживању разматрана за случај управљања притиском струјања. Улаз са координационог нивоа је жељени притисак струјања, а улаз са секундарног управљачког нивоа је тренутни притисак струјања. Примарни управљачки алгоритам, на основу жељеног и тренутног притиска струјања, формира излаз ка секундарном управљачком алгоритму на нижем нивоу.

7.2.4 Координациони ниво

На координационом нивоу се аеротунел сагледава кроз одређени тип експеримента. Опис аеротунела на овом нивоу је знатно апстрактнији него на нижим нивоима. Наиме, физички ниво представља сам физички систем – аеротунел, а секундарни и примарни управљачки систем су, мада са различитим нивоима апстракције физичког система, базирани на континуалним управљачким законима. Координациони ниво је први у управљачкој хијерархији са дискретном динамиком.

Координациони ниво се бави секвенцом акција потребних за обављање одређеног типа експеримента у аеротунелу, а не појединачним компонентама. Његов задатак је реализовање свих потребних управљачких функција за изабрани тип експеримента, уз одржавање безбедности рада аеротунела. Овај ниво заправо представља интерфејс између дискретне и континуалне динамике у оквиру управљачке хијерархије.

Излаз координационог нивоа ка примарном управљачком нивоу су жељене вредности параметара помоћу којих се дефинише експеримент, попут Маховог броја, притиска струјања или позиције модела, као и команде за прелазак из једне у другу фазу експеримента. Експерименти, у општем случају, имају 4 фазе:

- Фаза иницијализације система
- Фаза пре струјања
- Фаза струјања са жељеним параметрима струјања и кретањем модела
- Фаза после струјања.

Фаза иницијализације система подразумева проверу спремности за експеримент свих сензора и актуатора. У фази пре струјања се обавља мерење стања сензора, најчешће са кретањем модела. Фаза струјања подразумева постизање жељеног Маховог броја и притиска струјања, најчешће уз кретање модела на претходно дефинисан начин. У фази после струјања се такође обавља мерење стања сензора.

Свака од ових фаза је даље подељена на низ корака, чији број зависи од сложености инсталације и од начина реализације управљачких функција, првенствено функције безбедности рада аеротунела. На пример, стандардни експерименти у аеротунелу VTI T-38 у оквиру четири основне фазе имају укупно 30-40 корака.

Улаз са примарног управљачког нивоа на координациони ниво је стање сензора, на основу кога се одлучује о преласку у следећу фазу или прекиду експеримента.

7.2.5 Мрежни ниво

На мрежном нивоу се аеротунел сагледава кроз укупан скуп могућих типова експеримената. На овом нивоу се одлучује о типу експеримента којим могу да се остваре постављени захтеви.

Мрежни ниво је такође предвиђен за комуникацију управљачког система аеротунела са осталим системима који се користе у експериментима, попут система за прикупљање података.

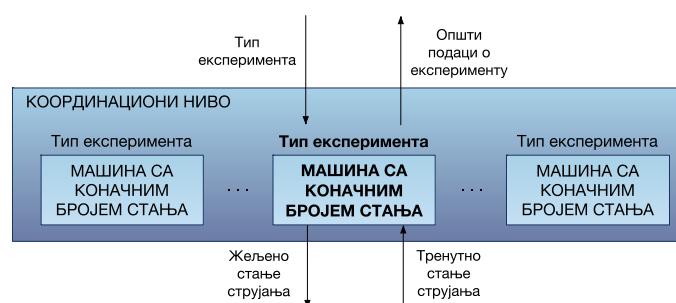
7.3 Интерфејс континуалне и дискретне динамике

На основу управљачке архитектуре дате у претходном одељку, јасно је да између координационог нивоа са дискретном динамиком и примарног управљачког нивоа са континуалном динамиком мора да постоји интерфејс, који суштински има улогу преводиоца између апстрактних симбола и физичких сигнала. У одељку 7.1 су поменути неки приступи који се користе за интерфејс у хибридним системима, а за хибридни хијерархијски управљачки систем аеротунела овде се препоручује машина са коначним бројем стања [157] [158].

Машина са коначним бројем стања је приступ базиран на хипотетичкој машини са једним или више стања. У сваком тренутку може да буде активно само једно стање, тако да машина мора да пређе из једног у другог стање да би извршила одређене акције. Следеће стање машине зависи од тренутног стања и улаза, што значи да је читава историја машине садржана у њеном тренутном

стању. Машина са коначним бројем стања је стога добро решење за дефинисање секвенце извршења акција током аеротунелског експеримента, која мора да буде тачно дефинисана и која не сме да буде настављена ако нису испуњени сви потребни услови.

Сваком типу експеримента у аеротунелу одговара по једна машина са коначним бројем стања, а у оквиру сваке од њих мора да буде идентификовано у којим стањима може да буде систем, како се систем понаша у сваком од тих стања, као и који улази покрећу прелазак из једног у друго стање.



Слика 7-3. Интерфејс континуалне и дискретне динамике

Овај интерфејс суштински представља спој две парадигме, од којих је једна континуална динамика описана скупом диференцијалних или алгебарских једначина, а друга је дискретна динамика, са апстрактнијим, симболичким описом. Укупан хибридни систем је описан скупом свих могућих трајекторија дефинисаних континуалним и дискретним променљивим.

Трајекторије хибридног система испољавају следеће понашање:

- Почевши од одређеног дискретног дела стања, континуални део стања се мења у складу са континуалном динамиком карактеристичном за тај дискретни део стања.
- У неком временском тренутку, који се назива време догађаја, дискретни део стања се мења, односно узима другу вредност. Овај прелаз стања из једног у други дискретни део је тренутан, а догађа се када су испуњени претходно дефинисани услови.
- За исте те услове долази и до тренутног преласка стања из једног у други континуални део стања, које се затим мења сходно континуалној динамици која важи за дати дискретни део стања.

На бази тога, за сваки догађај у хибридном систему везују се две појаве, а то су тренутни прелазак из једног у други дискретни део стања и тренутни прелазак из једног у други део континуалног стања.

Основни проблем у спецификацији хибридног система је стога спецификација *догађаја* и спецификација *времена догађаја*.

Догађаји могу да буду индуковани споља, и у том случају се ради о контролисаним прелазима стања. Они такође могу да буду индуковани изнутра, и тада долази до аутономних прелаза стања. Ови унутрашњи догађаји се претходно дефинишу, а ако неки од услова није испуњен, хибридни систем би требало да пређе на део дискретног стања у оквиру кога се ресетује континуални део стања.

У овој дисертацији није коришћен генерализовани оквир за моделовање хибридних система – хибридни аутомат, а разлог је диктиран дискретним делом стања. Наиме, континуални део стања процеса који се одвија у аеротунелима великих брзина је универзалан за све инсталације тог типа, док дискретни део стања првенствено зависи од логике реализоване у оквиру управљачке функције безбедности рада аеротунела.

Уместо формализације применом хибридног аутомата, овде је коришћен алтернативни оквир за моделовање хибридних система базиран на једначинама које описују континуални део стања. У поглављу 4 је детаљно изведен модел процеса, док су поглавља 5 и 6 посвећена моделовању управљачке структуре и коначној синтези управљања струјањем у аеротунелима великих брзина прекидног дејства.

Дискретни део стања се континуалном делу, који је детаљно обрађен у претходном току дисертације, додаје зависно од типа експеримента, а формални оквир у коме се то догађа је машина са коначним бројем стања. Први корак је дефинисање типова променљивих које могу да се појаве, и то су:

- континуалне променљиве стања: x_1, x_2, \dots, x_l
- дискретне променљиве стања: Q_1, Q_2, \dots, Q_k
- континуалне комуникационе променљиве: y_1, y_2, \dots, y_m
- дискретне комуникационе променљиве: W_1, W_2, \dots, W_r .

Вектор (x_1, x_2, \dots, x_l) , или скраћено x , представља континуални део стања хибридног система. Вектор x представља вектор реалних функција времена које узимају неку од вредности из простора X . Примери овог типа променљивих у аеротунелу су притисак струјања p_0 , притисак у резервоару p_{st} или позиција модела у равни пропињања, α . Слично томе, вектор у континуалних комуникационих променљивих (y_1, y_2, \dots, y_m) је вектор реалних функција времена које узимају вредност из простора Y . Ове комуникационе променљиве могу да повезују описе делова система, и тада се налазе у моделу система. Међутим, оне могу да долазе и из других система, који нису моделовани, када се сматрају везом са спољним (немоделованим) светом.

Свака од дискретних променљивих стања Q_i узима вредности из неког дискретног скупа N_i , а скуп могућих вредности дискретних променљивих је $N = N_1 \times N_2 \times \dots \times N_k$. Коначно, дискретне комуникационе променљиве W_i узимају вредности из неког дискретног скупа Z_i , а скуп могућих вредности је $Z = Z_1 \times Z_2 \times \dots \times Z_r$. Дискретне променљиве тако нису елемент дискретног простора, већ само узимају вредности из дискретних простора N и Z .

Вектор стања хибридног система (hs) представља скуп континуалних и дискретних променљивих стања:

$$hs = (x_1, x_2, \dots, x_l, Q_1, Q_2, \dots, Q_k) \quad (7.1)$$

На основу модела аеротунела великих брзина (Табела 4-1), који описује континуалну динамику процеса струјања, могу да се дефинишу четири континуалне променљиве стања:

$$x_1 = \rho_{st}; x_2 = p_{st}; x_3 = \rho_0; x_4 = p_0 \quad (7.2)$$

Континуална комуникациона променљива која такође може да се дефинише на основу модела је однос притисака:

$$y_1 = p_{cv}/p_{st} \quad (7.3)$$

Могуће је, на пример, дефинисати следећу дискретну променљиву стања:

$$Q_1 = \text{"Control Valve Flow"} \quad (7.4)$$

која означава да ли је струјање кроз управљачки вентил критично или подкритично, тако да може да има следеће вредности:

$$N_1 = (\text{"Choked"}, \text{"Unchoked"}) \quad (7.5)$$

Прва вредност означава критично струјање кроз вентил, а друга подкритично.

За потребе овог примера може да се дефинише и следећа дискретна комуникациона променљива:

$$W_1 = \text{"Phase of Experiment"} \quad (7.6)$$

која покреће прелазак из једне у другу фазу експеримента, а може да има следеће вредности:

$$Z_1 = (\text{"Initialization"}, \text{"Pre Tare"}, \text{"Wind On"}, \text{"Post Tare"}) \quad (7.7)$$

Прва вредност означава фазу иницијализације система, друга фазу пре струјања, трећа фазу струјања са жељеним параметрима модела, а четврта фазу после струјања.

Када током експеримента дискретна променљива S_1 узме вредност "Wind On", испуњени су услови за струјање. Могући сценарио промене стања приказује Табела 7-1. Када је континуална комуникациона променљива $p_{cv}/p_{st} \leq 0.5283$, дискретни део стања је $Q_1 = \text{"Choked"}$, односно струјање је критично, а масени проток кроз управљачки вентил (\dot{m}_{cv}) је максималан за дате услове испред вентила. За $p_{cv}/p_{st} > 0.5283$ струјање је подкритично, дискретни део стања је $Q_1 = \text{"Unchoked"}$, а масени проток \dot{m}_{cv} је мањи од максималног, а законитост његове промене је другачија.

У овом примеру је коришћен само део вектора стања типичног за аеротунеле великих брзина. Комплетан вектор стања садржи још континуалних и дискретних променљивих, а оне које су анализирани у овом примеру су универзалне за све аеротунеле. Намера је била да се на једноставан начин демонстрира како се реализује интерфејс између континуалне и дискретне динамике у управљачкој хијерархији.

Табела 7-1. Пример сценарија промене стања хибридног система

Догађај: $W_1 = \text{"Wind On"}$	
Континуални део стања	$\frac{p_{cv}}{p_{st}} \leq 0.5283$ $\frac{d\rho_{st}}{dt} = -\frac{1}{V_{st}} \dot{m}_{cv}$ $\frac{dp_{st}}{dt} = -\frac{\kappa R}{V_{st}} T_{st} \dot{m}_{cv}$ $\frac{d\rho_0}{dt} = \frac{1}{V_0} (\dot{m}_{cv} - \dot{m}_{nz})$ $\frac{dp_0}{dt} = \frac{\kappa R}{V_0} (T_{st} \dot{m}_{cv} - T_0 \dot{m}_{nz})$ $\dot{m}_{cv} = \sqrt{\frac{\kappa}{R}} \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}} A_{cv} \frac{p_{st}}{\sqrt{T_{st}}}$ $\dot{m}_{nz} = \sqrt{\frac{\kappa}{R}} \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}} A_{nz} \frac{p_0}{\sqrt{T_0}}$ $A_{nz} = A_{ts} M_{ts} \left(\frac{5 + M_{ts}^2}{6} \right)^{-3}$
Дискретни део стања	$Q_1 = \text{"Choked"}$
Континуални део стања	$\frac{p_{cv}}{p_{st}} > 0.5283$ $\frac{d\rho_{st}}{dt} = -\frac{1}{V_{st}} \dot{m}_{cv}$ $\frac{dp_{st}}{dt} = -\frac{\kappa R}{V_{st}} T_{st} \dot{m}_{cv}$ $\frac{d\rho_0}{dt} = \frac{1}{V_0} (\dot{m}_{cv} - \dot{m}_{nz})$ $\frac{dp_0}{dt} = \frac{\kappa R}{V_0} (T_{st} \dot{m}_{cv} - T_0 \dot{m}_{nz})$ $\dot{m}_{cv} = \sqrt{\frac{2\kappa}{R(\kappa-1)}} A_{cv} \frac{p_{st}}{\sqrt{T_{st}}} \left(\frac{p_{cv}}{p_{st}} \right)^{\frac{1}{\kappa}} \sqrt{1 - \left(\frac{p_{cv}}{p_{st}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}$ $\dot{m}_{nz} = \sqrt{\frac{\kappa}{R}} \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}} A_{nz} \frac{p_0}{\sqrt{T_0}}$ $A_{nz} = A_{ts} M_{ts} \left(\frac{5 + M_{ts}^2}{6} \right)^{-3}$
Дискретни део стања	$Q_1 = \text{"Unchoked"}$

Вектор стања и догађаји који доводе до прелаза стања, поред универзалних променљивих описаних у претходном тексту, у појединачним инсталацијама садрже релативно велики број променљивих које зависе углавном од

конкретног извођења функције безбедности рада аеротунела. Међутим, принцип повезивања континуалне и дискретне динамике описан у претходном тексту се препоручује без обзира на сложеност инсталације, првенствено из два разлога.

Први разлог је то што се хибридни системи на овај начин представљају доста слично уобичајеном оквиру за моделовање континуалних система, који је интуитивнији од модела базираних на хибридним аутоматима. Реализовање хибридног система почевши од континуалне динамике, уз касније додавање дискретне динамике, свакако је атрактивнији начин за развој хибридних система који имају значајан удео континуалне динамике.

Други разлог је то што машина са коначним бројем стања омогућава релативно једноставно одвијање тока експеримента, као и његов прекид у случају да нису испуњени сви услови. Концепт коначног броја стања може да буде ограничавајући у неким системима у којима је важна флексибилност, пошто је у сваком тренутку могућ прелазак само у одређена стања, зависно од тренутног стања и улаза. Међутим, у инсталацијама високог ризика, какви су аеротунели са резервоаром високог притиска и експериментима на високим притисцима, приоритет је да секвенца експеримента буде строго дефинисана.

У следећем одељку је дат кратак опис имплементације хибридне управљачке хијерархије у аеротунелу VTI T-38.

7.4 Хибридна управљачка хијерархија у аеротунелу VTI T-38

Хардверска платформа изабрана за систем управљања струјањем у аеротунелу VTI T-38 базирана је на технологији програмабилних аутоматских контролера (PAC) [173] и програмабилних логичких кола (FPGA) [174].

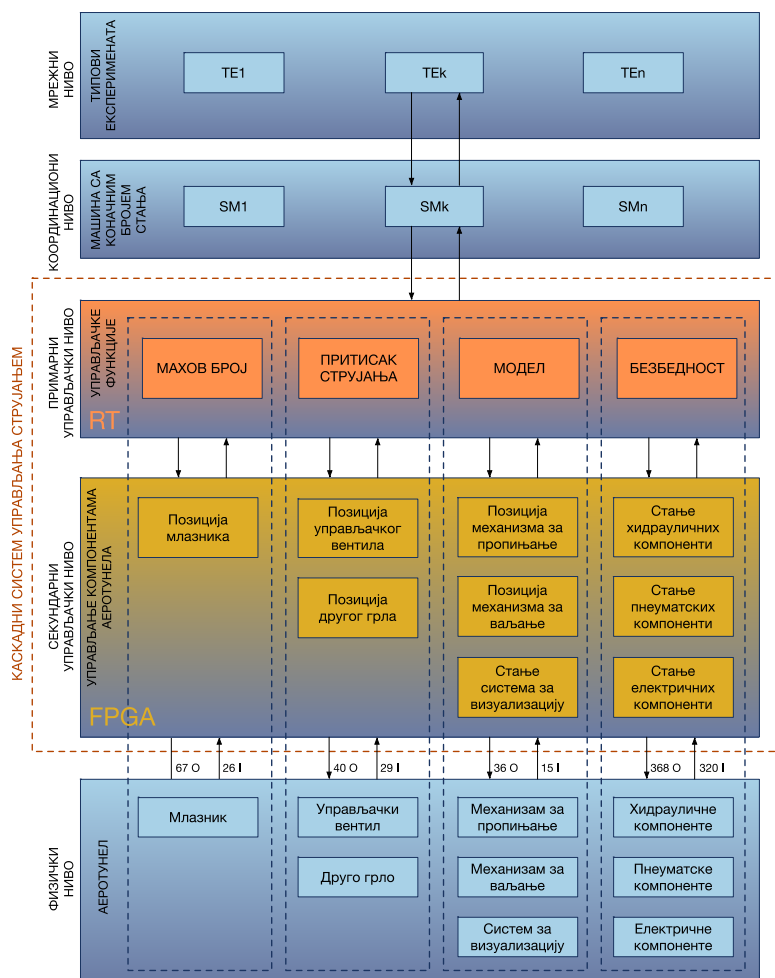
Каскадна архитектура ја реализована на мрежи програмабилних аутоматских контролера типа National Instrument CompactRIO [175], сваки са процесором за рад у реалном времену и програмабилном FPGA шасијом која омогућава хардверски приступ најнижег нивоа улазно-излазним модулима.

FPGA ниво контролера одговара секундарном управљачком нивоу хибридне хијерархије (Слика 7-2), на коме се одвија управљање појединачним

компонентама аеротунела, попут млазника или вентила. Овај начин имплементације је изабран због паралелне природе FPGA, која омогућава истовремено извршење више операција великим брзинама, што је значајно у системима са великим бројем улазно-излазних сигнала. Поред тога, програмирање хардверских кола је поуздан приступ погодан за критичне управљачке петље.

Процесорски ниво контролера одговара примарном управљачком нивоу хибридне хијерархије (Слика 7-2), на коме су смештене управљачке функције. На овом нивоу се налазе алгоритми за управљање параметрима струјања, попут Маховог броја и Рејнолдсовог броја.

Слика 7-4 приказује каскадну архитектуру управљања струјањем у управљачкој хијерархији аеротунела VTI T-38.



Слика 7-4. Каскадна архитектура управљања струјањем у управљачкој хијерархији аеротунела VTI T-38

Секундарне управљачке петље за процесе у компонентама аеротунела раде паралелно на програмираним FPGA логичким колима, док се примарни алгоритми за управљање параметрима струјања налазе на процесорском нивоу. Хардверска архитектура је тако у потпуности прилагођена предложеној управљачкој хијерархији (Слика 7-2).

Мрежни ниво представљен је типовима експеримената (TE1 ... TEk ... TEп), а сваком типу експеримента одговара једна машина са коначним бројем стања на координационом нивоу (SM1 ... SMk ... SMп). Оба ова нивоа су смештена на централном управљачком рачунару.

Управљачки систем аеротунела VTI T-38 има 511 излазних сигнала ка физичком нивоу (аеротунелу), а од аеротунела ка управљачком систему долази 390 улазних сигнала.

7.5 Закључак

У овом поглављу је размотрена општа архитектура хибридних динамичких система, са тежиштем на њеној примени у аеротунелима великих брзина (одељак 7.1). У одељку 7.2 је предложена хијерархијска управљачка архитектура која омогућава имплементацију развијене методологије управљања струјањем базиране на каскадној архитектури. Интерфејс дискретне и континуалне динамике у општим цртама је размотрен у одељку 7.3, а имплементација каскадне архитектуре у управљачкој хијерархији аеротунела VTI T-38 илустрована је у одељку 7.4.

8 ЕКСПЕРИМЕНТАЛНИ РЕЗУЛТАТИ

“Мерите оно што је мерљиво, а учините мерљивим оно што није.”

Galileo Galilei

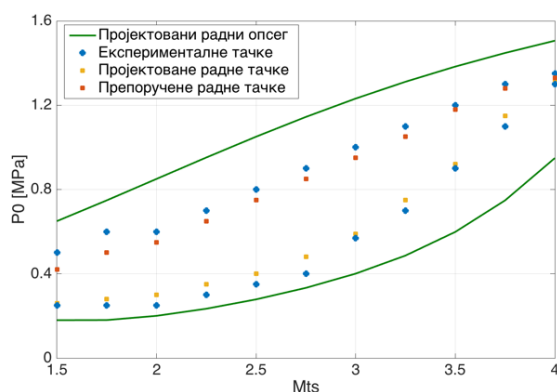
Систем управљања струјањем представљен у поглављу 7 експериментално је верификован у аеротунелу VTI T-38. Анализа експерименталних резултата у овом поглављу би требало да одговори на неколико питања:

- Колико добро резултати нумеричких симулација из поглавља 6 предвиђају одзив аеротунела у експериментима?
- Да ли се са једним сетом управљачких параметара постижу уједначене перформансе управљања у суперсоничном радном опсегу аеротунела?
- Какав је утицај жељених и почетних услова на управљање?
- Да ли алгоритам директне компензације поремећаја успешно елиминира нелинеарност процеса струјања у аеротунелу?
- Какве су перформансе управљања постигнуте са новим системом управљања у односу на стари систем у аеротунелу VTI T-38?
- Какве су перформансе управљања у фази успостављања струјања и фази одржавања притиска струјања током експеримента?

У одељку 8.1 је дат преглед експеримената реализованих у оквиру интеграције система управљања у аеротунелу VTI T-38. У одељку 8.2 је обављена компаративна анализа резултата експеримената и нумеричких симулација, као и резултата експеримената са старим и новим системом управљања у аеротунелу VTI T-38. Утицајем жељених и почетних услова на управљање баве се одељци 8.3, 8.4 и 8.5, и то за Махов број, почетни притисак у резервоару и жељени притисак струјања, респективно. У одељку 8.6 је дата кратка анализа перформанси управљања.

8.1 План експеримената

Експерименти су реализовани у суперсоничном радном опсегу аеротунела VTI T-38, на 11 Махових бројева од 1.50 до 4.00, са кораком од 0.25, и за две вредности притиска струјања по Маховом броју. Слика 8-1 приказује експерименталне тачке у односу на пројектовани радни опсег аеротунела, пројектоване и препоручене радне тачке. Доња граница радног опсега дефинисана је минималним притиском потребним за успостављање струјања на датом Маховом броју, док је за горњу границу радног опсега на сваком Маховом броју усвојен притисак струјања за који експеримент може да траје најмање 6 s за максимални почетни притисак у резервоару. Пројектоване радне тачке представљају комбинацију Маховог броја и притиска струјања за које је динамички притисак $q_{ts} = 0.1$ МПа. Препоручене радне тачке дефинишу услове у којима се најбоље користи опсег мерне опреме. Како се мерна опрема пројектује за већа оптерећења приликом успостављања струјања, њен опсег је боље прилагођен експериментима на већем притиску струјања. Експерименталне тачке су изабране тако да услови буду нешто екстремнији у односу на пројектоване и препоручене радне тачке, чиме је практично покривен највише коришћен део радног опсега аеротунела.



Слика 8-1. Експерименталне тачке у односу на пројектовани радни опсег, пројектоване и препоручене радне тачке аеротунела VTI T-38

Табела 8-1 приказује жељене и почетне услове експеримената. Почетни притисак у резервоару је биран првенствено на бази очекиване потрошње за дату комбинацију Маховог броја и притиска струјања, али је вариран и за

сличне радне услове (на пример, у експериментима 1, 3 и 5) како би се утврдило да ли има утицај на перформансе система управљања.

Табела 8-1. Жељени и почетни услови експеримената

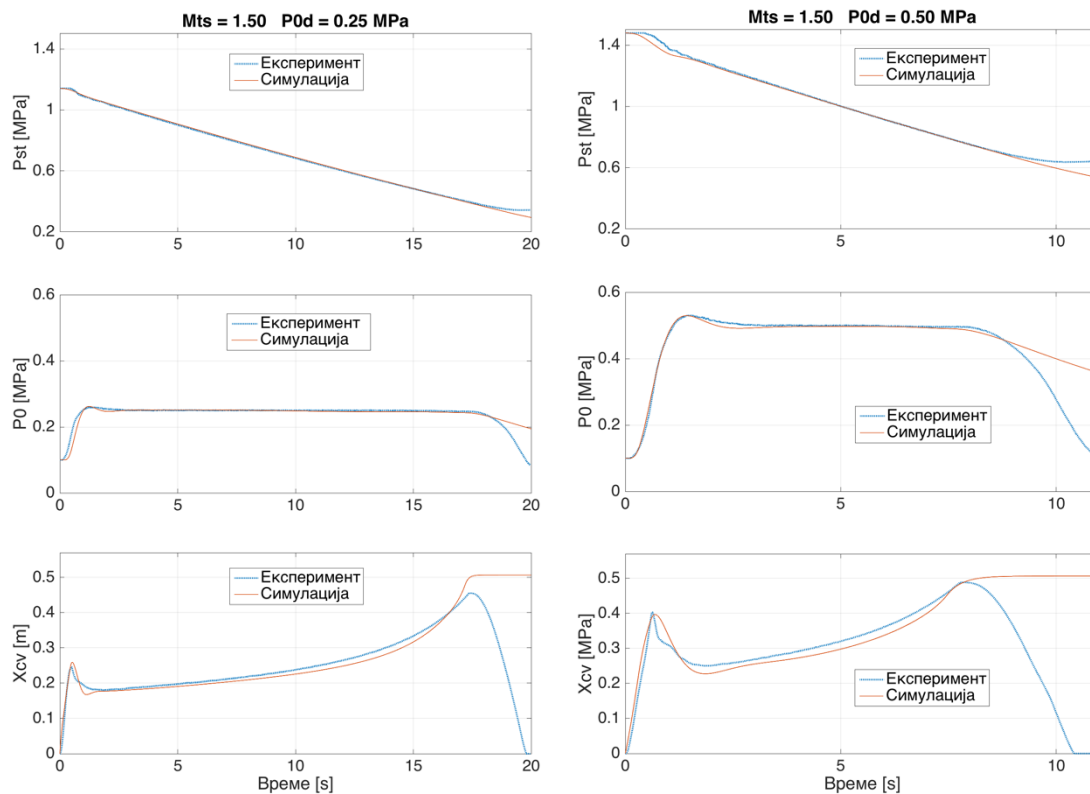
Експеримент	Жељени Махов број M_{ts}	Жељени притисак струјања p_{0d} [MPa]	Почетни притисак у резервоару p_{st} [MPa]
1	1.50	0.25	1.1415
2		0.50	1.4788
3	1.75	0.25	1.7597
4		0.60	1.9221
5	2.00	0.25	1.5038
6		0.60	1.5970
7	2.25	0.30	1.4781
8		0.70	1.7098
9	2.50	0.35	1.2906
10		0.80	1.6885
11	2.75	0.40	1.3336
12		0.90	1.6230
13	3.00	0.57	1.5674
14		1.00	1.7110
15	3.25	0.70	1.5487
16		1.10	1.8250
17	3.50	0.90	1.7347
18		1.20	1.8505
19	3.75	1.10	1.8592
20		1.30	1.8827
21	4.00	1.30	1.9443
22		1.35	1.9853

У свим експериментима су коришћени управљачки параметри изабрани у оквиру синтезе каскадног система управљања струјањем у поглављу 6.

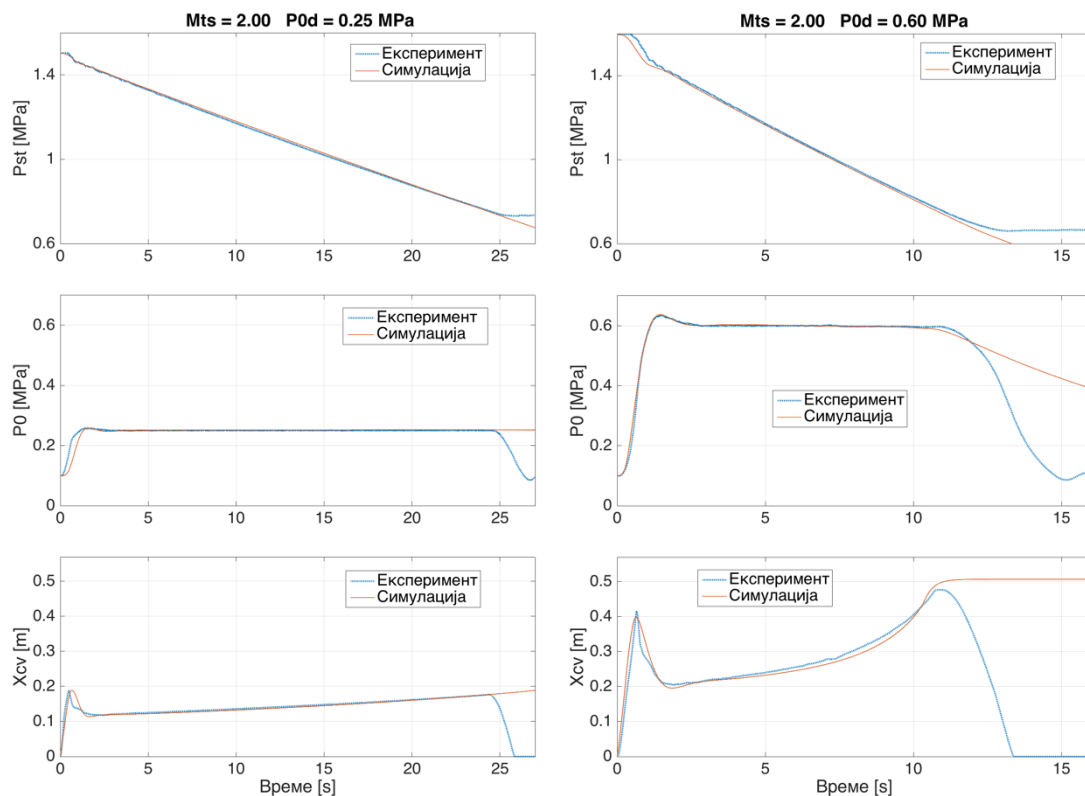
8.2 Компаративна анализа резултата

8.2.1 Резултати експеримената и нумеричких симулација

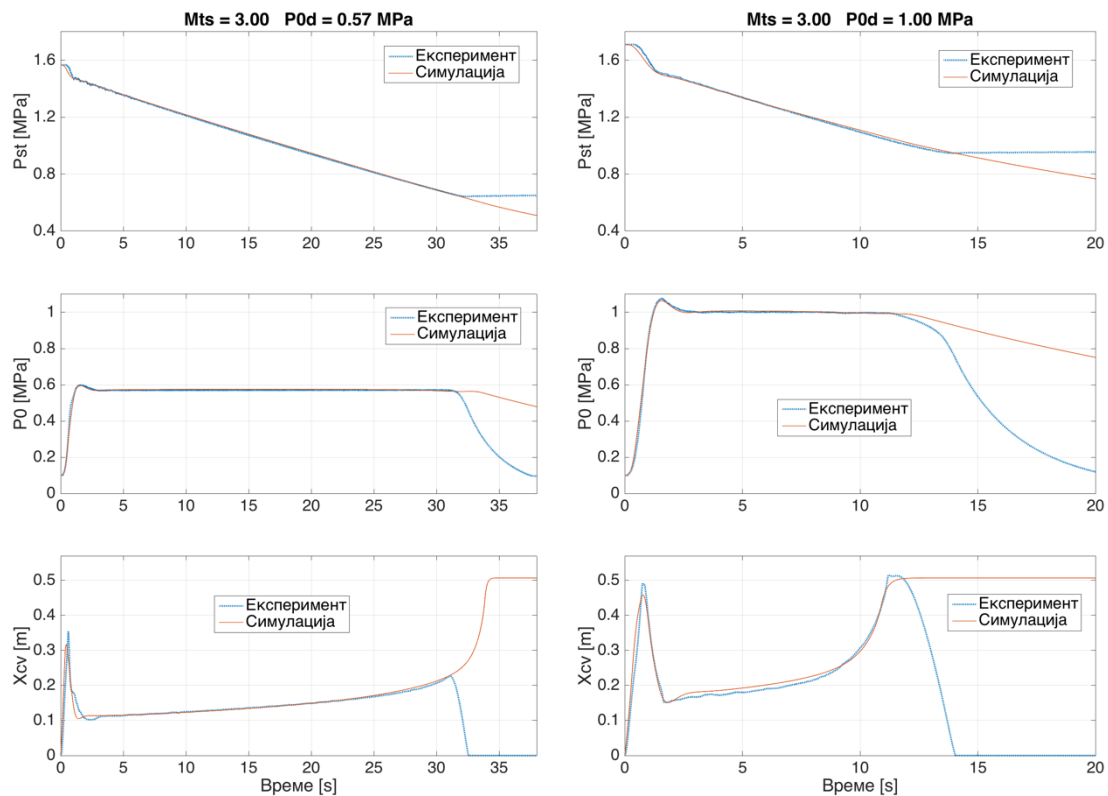
Упоредни резултати експеримената и нумеричких симулација обављених за исте жељене и почетне услове применом симулационог модела (Слика 6-10) дати су за експерименте 1, 2, 5, 6, 13, 14, 21 и 22, за Махове бројеве 1.50, 2.00, 3.00 и 4.00 (Слика 8-2, Слика 8-3, Слика 8-4, Слика 8-5), респективно, и за две вредности притиска струјања на сваком Маховом броју.



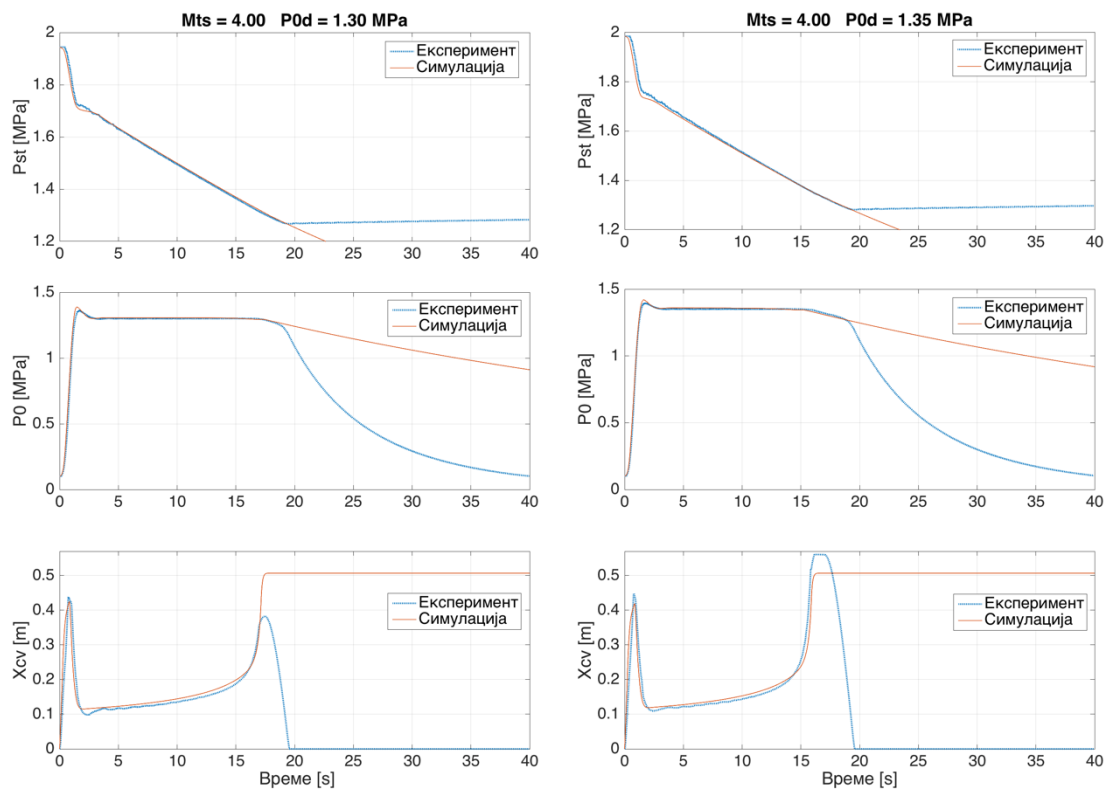
Слика 8-2. Резултати експеримената и симулација за Махов број 1.50 и притисак струјања 0.25 МПа (лево) и 0.50 МПа (десно)



Слика 8-3. Резултати експеримената и симулација за Махов број 2.00 и притисак струјања 0.25 МПа (лево) и 0.60 МПа (десно)



Слика 8-4. Резултати експеримента и симулација за Махов број 3.00 и притисак струјања 0.57 MPa (лево) и 1.00 MPa (десно)



Слика 8-5. Резултати експеримента и симулација за Махов број 4.00 и притисак струјања 1.30 MPa (лево) и 1.35 MPa (десно)

Тренд промене притиска у резервоару у експериментима и симулацијама је скоро идентичан, са одступањима која нису већа од $\pm 1\%$.

Приликом успостављања струјања су приметне мале разлике између максималне позиције вентила предвиђене у симулацијама и позиције мерене у експериментима. Разлог који би могао да објасни ову разлику је запремина коморе умирења. У симулацијама је усвојена геометријска запремина ($V_0 = 350 \text{ m}^3$), док би ефективна запремина требало да узима у обзир и неизбежни губитак масеног протока током пуњења коморе умирења, услед чега је свакако већа од геометријске. Разлика између геометријске и ефективне запремине се повећава са притиском струјања, због дужег времена потребног за пуњење коморе умирења до већег притиска, а тиме и због већег губитка масеног протока. Разлика између максималне почетне позиције вентила у симулацијама и експериментима се, у складу са претходним објашњењем, повећава са растом жељеног притиска струјања, тако да је приближно једнака нули за $M_{ts} = 1.50$ и $p_0 = 0.25 \text{ МПа}$ (Слика 8-2, лево), док за $M_{ts} = 4.00$ и $p_0 = 1.35 \text{ МПа}$ (Слика 8-5, десно) износи око 5%. Поред тога, максимална почетна позиција вентила је увек нешто већа у експериментима него у симулацијама, што је резултат чињенице да је ефективна запремина коморе умирења већа од геометријске. Међутим, ове разлике су релативно мале и конзистентне са физичким тумачењем, тако да прорачун ефективне запремине коморе умирења за различите комбинације Маховог броја и притиска струјања не би био оправдан у моделима аеротунела који се користе за синтезу управљања.

Мале разлике у предвиђању кретања вентила у симулацијама уочавају се између нижих (Слика 8-2 и Слика 8-3) и виших (Слика 8-4 и Слика 8-5) суперсоничних Махових бројева у другој фази експеримената, после успостављања струјања. Ове разлике такође имају физичко тумачење, које је у вези са проценом губитка притиска у комори умирења (одељак 5.2.2) усвојеном у моделу аеротунела. Модел који је овде коришћен је базиран на средњој процењеној вредности губитка притиска ($K = 1.35$), док процена расподеле губитка зависно од Маховог броја (Слика 5-17) показује да је губитак већи на нижим суперсоничним брзинама у односу на виши суперсонични опсег. У складу са тим, позиција вентила предвиђена у

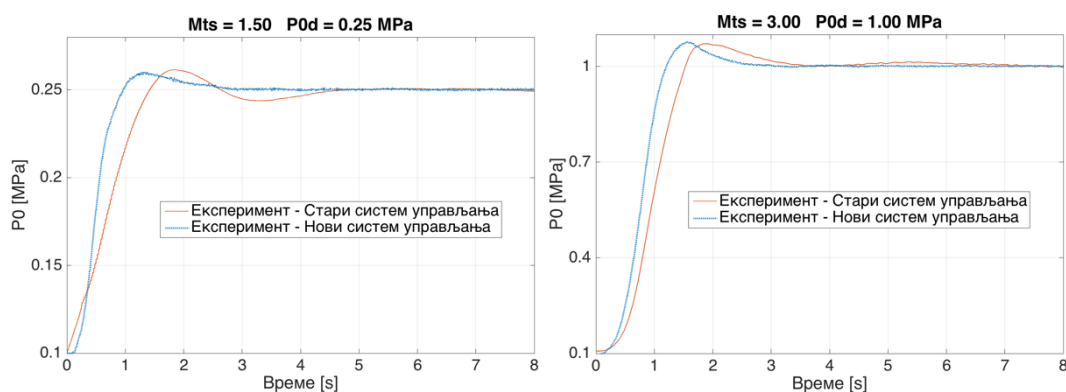
симулацијама после успостављања струјања је нешто мања од позиције мерене у експериментима на нижим суперсоничним брзинама са већим губитком притиска (Слика 8-2 и Слика 8-3), док је нешто већа на вишим суперсоничним брзинама са мањим губитком притиска (Слика 8-4 и Слика 8-5) од усвојене средње вредности у симулацијама. Разлике ни у једном случају нису веће од $\pm 5\%$, што уз добро слагање тренда промене позиције вентила у симулацијама и експериментима може да се сматра добрим резултатом.

Укупно посматрано, симулациони модел развијен у поглављу 6, који је базиран на моделу аеротунела великих брзина дефинисаном у поглављу 4, може да се сматра добрим и поузданим алатом за предвиђање одзива аеротунела на дејство управљања.

8.2.2 Резултати експеримената са старим и новим системом управљања

Хибридни хијерархијски систем управљања струјањем описан у поглављу 7 и имплементиран у аеротунелу VTI T-38 заменио је претходни управљачки систем базиран на парадигми централизованог управљања. Резултати експеримената са старим и новим системом су овде упоређени за два Махова броја из нижег и вишег суперсоничног опсега, $M_{ts} = 1.50$ и $M_{ts} = 3.00$.

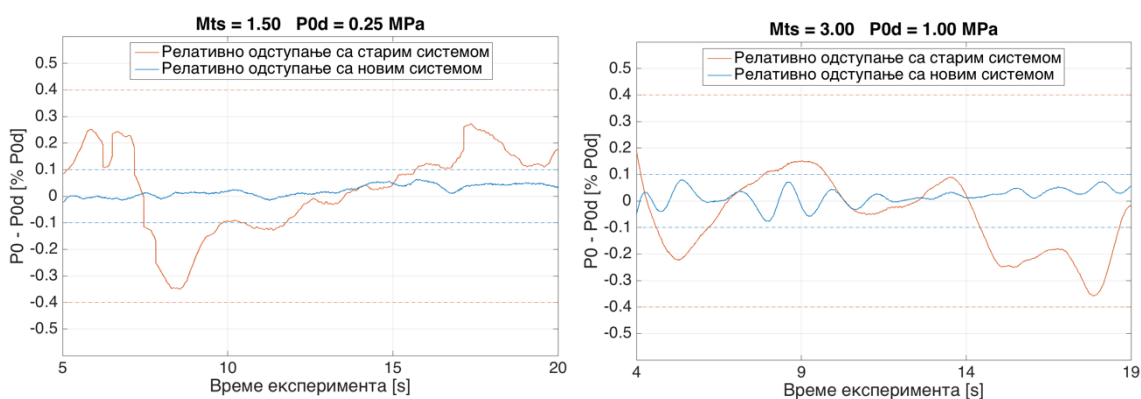
Слика 8-6 даје поређење прве фазе експеримената, током које се успоставља жељени притисак струјања, са старим и новим системом.



Слика 8-6. Успостављање притиска струјања са старим и новим системом управљања у аеротунелу VTI T-38

Нови систем управљања је донео значајно смањење времена успостављања струјања. Док се време постизања жељеног притиска струјања са новим системом креће од 2.5 s за нижи притисак (Слика 8-6, лево) до 3.0 s за виши притисак (Слика 8-6, десно), са старим системом управљања су ови временски периоди око 5.0 s и 7.0 s, респективно. Корисно време мерења у аеротунелу почиње од тренутка постизања жељене вредности притиска струјања, што значи да се са новим системом остварује временска уштеда од најмање 2.5 s. На основу тога може да се оцени и потенцијална уштеда енергије са новим системом. Мада пад притиска у резервоару зависи од комбинације Маховог броја и притиска струјања, на основу експерименталних података може да се сматра да је средњи пад притиска у резервоару за 2.5 s око 0.15 МПа. Ако се у аеротунелу VTI T-38 дневно обави 8 експеримената, укупна уштеда је 1.2 МПа, што одговара времену ангажовања компресора од 1.4 h. За просечно дневно ангажовање компресора у трајању од 7 h, уштеда у времену рада компресора је 20%. Како је компресор аеротунела VTI T-38 снаге 3.8 MW, минимална потенцијална уштеда енергије на дневном нивоу је 5320 kWh.

Слика 8-7 даје поређење релативног одступања притиска струјања од жељене вредности у другој фази експеримената, током које се одржава жељени притисак струјања, са старим и новим системом управљања.



Слика 8-7. Промена релативног одступања притиска струјања од жељене вредности са старим и новим системом управљања у аеротунелу VTI T-38

Са старим системом је релативно одступање нешто мање од $\pm 0.4\%$, док је са новим системом то одступање унутар $\pm 0.1\%$. У овој анализи није узета у обзир

мерна несигурност сензора притиска. Међутим, ако се претпостави да је та мерна несигурност у оба система иста, максимално одступање притиска струјања од жељене вредности је са новим системом бар три пута мање у односу на стари систем. У пракси је овај резултат још бољи, имајући у виду да су у новом систему коришћени сензори притиска чија је мерна несигурност за ред величине боља него у старом систему, конкретно 0.01% у односу на 0.1% од пуног опсега сензора, који је у оба случаја био 1.7 МПа [2].

Компаративна анализа експерименталних резултата са старим и новим системом управљања за два Махова броја, 1.50 и 3.00, који могу да се сматрају репрезентативним за нижи и виши суперсонични опсег, показала је значајно побољшање које је донео нови систем управљања, како у погледу тачности управљања, тако и у погледу утрошка енергије.

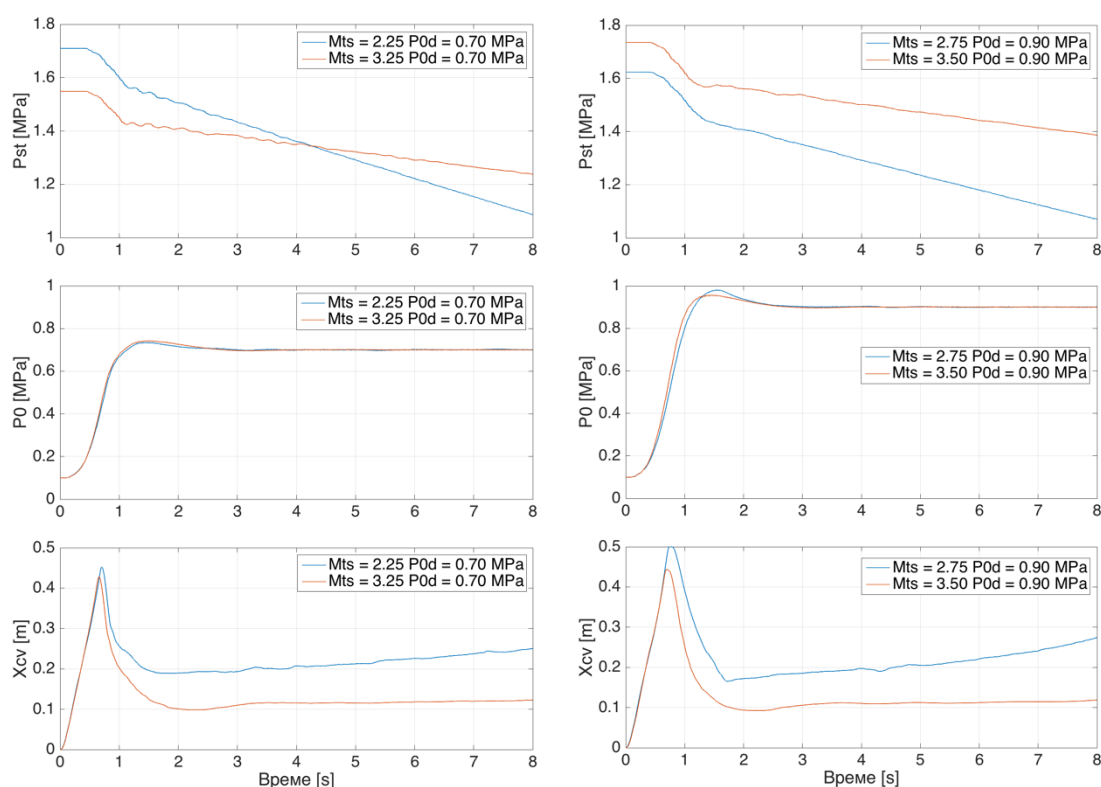
8.3 Утицај Маховог броја на управљање

Како је исти сет управљачких параметара коришћен за комплетан суперсонични опсег аеротунела, од интереса је да се размотри утицај Маховог броја на управљање. У поглављу 4, у коме је развијен модел аеротунела великих брзина, установљене су разлике у одзиву аеротунела између нижег и вишег опсега суперсоничних брзина, односно између експеримената са већим масеним протоком и мањим временским константама са једне стране, и експеримената са мањим масеним протоком и већим временским константама са друге стране.

Слика 8-8 даје поређење резултата експеримената обављених на истом притиску струјања, али са различитим Маховим бројевима струјања. Дијаграми лево приказују поређење експеримената обављених на притиску струјања 0.70 МПа, на два различита Махова броја – 2.25 и 3.25, док дијаграми десно дају аналоган приказ резултата за притисак струјања 0.70 МПа, на Маховим бројевима 2.75 и 3.50.

Пад притиска у резервоару је очекивано већи за Махове бројеве 2.25 и 2.75, карактеристичне по већем масеном протоку од Махових бројева 3.25 и 3.50, респективно. Међутим, успостављање и одржавање притиска струјања имају

скоро идентичне перформансе, без обзира на различите Махове бројеве, са истим временом постизања притиска струјања од око 2.8 s. Жељени притисак струјања се после постизања одржава са већом отвореношћу вентила за Махове бројеве 2.25 и 2.75 него за 3.25 и 3.50, услед већег масеног протока на мањим Маховим бројевима.



Слика 8-8. Резултати експеримента са истим притиском струјања на различитим Маховим бројевима

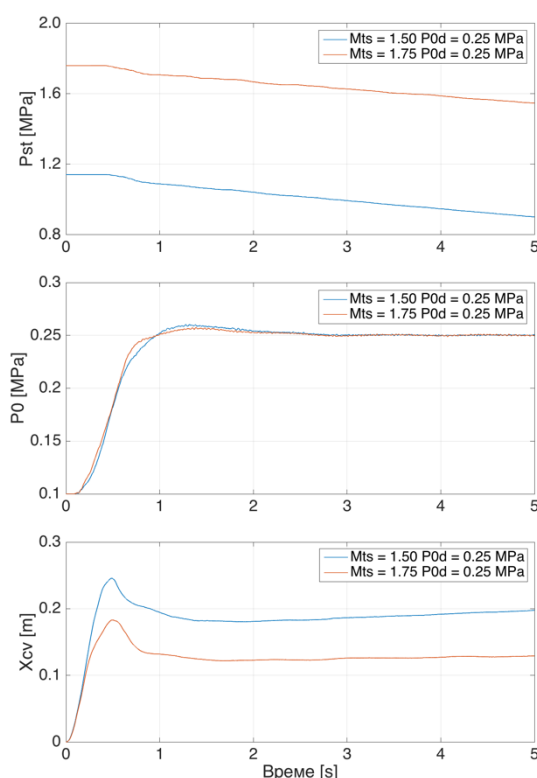
Закључак који може да се изведе на основу претходног поређења је да није присутан приметан утицај Маховог броја на перформансе управљања притиском струјања, без обзира на коришћење истог сета управљачких параметара у свим експериментима.

8.4 Утицај мереног поремећаја процеса на управљање

Мерени поремећај процеса у аеротунелу је притисак у резервоару. Алгоритам директне компензације поремећаја у оквиру система управљања струјањем би требало ефективно да елиминише утицај овог поремећаја, а

тима и нелинеарност коју он уноси у процес. Од интереса је да се испита ефективност овог алгоритма и његов удео у укупном управљању.

У том смислу, Слика 8-9 даје поређење два експеримента обављена за веома сличне жељене параметре струјања, и то $M_{ts} = 1.50$ и $p_{0d} = 0.25$ МПа са једне стране, и $M_{ts} = 1.75$ и $p_{0d} = 0.25$ МПа са друге стране, али са веома различитим почетним притиском у резервоару ($p_{st} = 1.1415$ МПа у првом случају, $p_{st} = 1.7597$ МПа у другом случају).

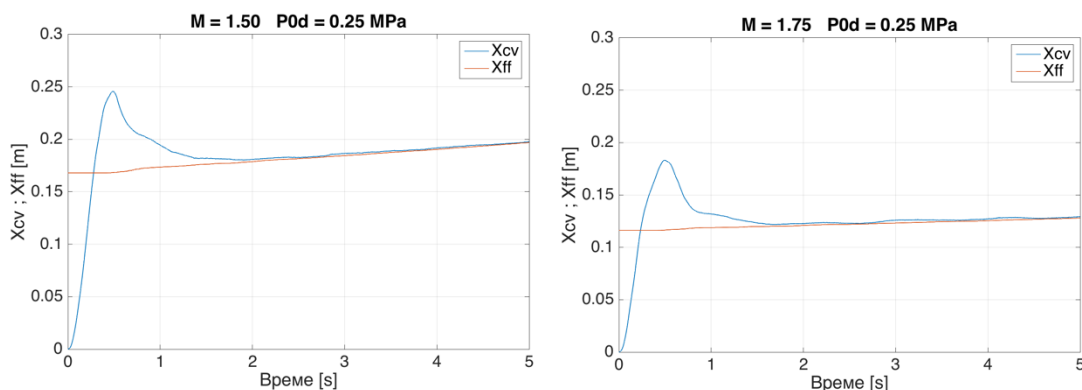


Слика 8-9. Утицај почетног притиска у резервоару

Масени проток у представљена два експеримента је веома сличан, што се види по сличном тренду пада притиска у резервоару у оба случаја. Перформансе управљања у смислу постизања и одржавања жељеног притиска струјања су веома сличне, са временом успостављања струјања око 2.6 s и уједначеним квалитетом управљања после постизања жељеног притиска, упркос веома различитом почетном притиску у резервоару.

Управљачки алгоритам је на различите почетне услове деловао различитим почетним отварањем управљачког вентила, при чему се вентил

очекивано више отвара за мањи притисак у резервоару. Разлика у позицији вентила после успостављања струјања је резултат различитих масених протока на Маховим бројевима 1.50 и 1.75. Слика 8-10 приказује удео алгоритма за директну компензацију поремећаја у укупном управљању.



Слика 8-10. Удео алгоритма директне компензације поремећаја у укупном управљању у експериментима са различитим почетним притисцима у резервоару

Мада је почетни притисак у резервоару био знатно мањи на Маховом броју 1.50 у односу на Махов број 1.75, алгоритам директне компензације поремећаја је преузео највећи део управљања. Разлика између позиције вентила која је резултат укупног управљања и позиције вентила која је резултат директне компензације поремећаја је приметна само на почетку експеримента, током пуњења коморе умирења, док после успостављања струјања алгоритам директне компензације има примарну улогу у управљању, уз веома мали удео алгоритма са повратном спрегом.

Дакле, као што показује Слика 8-9, на мањи почетни притисак у резервоару управљање реагује већим почетним отварањем вентила, тако да се за сличне жељене услове струјања кретање вентила битно разликује у првој фази експеримента, током пуњења коморе умирења. Међутим, када се разматра удео алгоритма директне компензације поремећаја и удео алгоритма са повратном спрегом у укупној позицији (Табела 8-2), уочава се да је разлика почетних позиција вентила највећим делом резултат алгоритма директне компензације, који на тај начин елиминише утицај разлике почетних притисака у резервоару. Алгоритам са повратном спрегом се тако у овој фази

експеримента бави само пуњењем коморе умирења до жељеног притиска струјања од 0.25 МПа, практично без утицаја притиска у резервоару.

Табела 8-2. Удео алгоритма директне компензације и алгоритма са повратном спрегом у почетном отварању управљачког вентила у експериментима са различитим почетним притисцима у резервоару

Експеримент	Укупно управљање	Удео алгоритма директне компензације		Удео алгоритма са повратном спрегом	
	X_{cv}	X_{FF}		X_{FB}	
	[m]	[m]	[% X_{cv}]	[m]	[% X_{cv}]
$M_{ts} = 1.50$ $p_{0d} = 0.25$ МПа $p_{st} = 1.1415$ МПа	0.245	0.168	68.57	0.077	31.43
$M_{ts} = 1.75$ $p_{0d} = 0.25$ МПа $p_{st} = 1.7597$ МПа	0.183	0.116	63.39	0.067	36.61

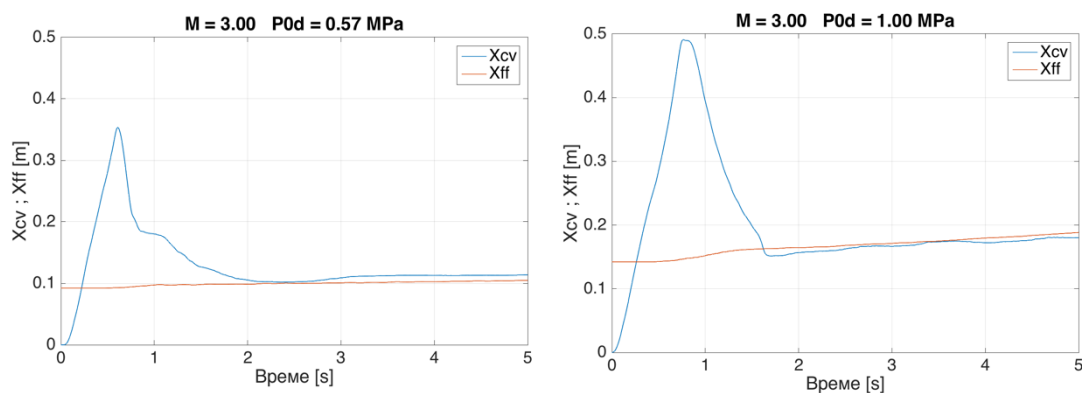
Претходна анализа је показала да разлику у почетном притиску у резервоару између експеримената са истим или сличним жељеним Маховим бројем и притиском струјања у највећој мери компензује алгоритам директне компензације поремећаја. Без обзира на удео овог алгоритма у укупном управљању, он компензује нелинеарност услед промене притиска у резервоару, док алгоритам са повратном спрегом омогућава брзо пуњење коморе умирења до жељеног притиска струјања.

У овом одељку су за разматрање изабрани експерименти на нижим суперсоничним брзинама са истим жељеним притиском струјања. Утицај жељеног притиска на управљање размотрен је у следећем одељку на примеру виших суперсоничних брзина, уз истовремено разматрање разлика између нижих и виших суперсоничних брзина у уделу два алгоритма управљања.

8.5 Утицај жељеног притиска струјања на управљање

Утицај жељеног притиска струјања на управљање размотрен је на примеру два експеримента на истом Маховом броју, $M_{ts} = 3.00$, а на два различита притиска струјања, $p_{0d} = 0.57$ МПа и $p_{0d} = 1.00$ МПа, а са сличним почетним притиском у резервоару, $p_{st} = 1.5674$ МПа и $p_{st} = 1.6483$ МПа, респективно

(Слика 8-4). Слика 8-11 приказује удео алгоритма директне компензације поремећаја у укупном управљању за два поменућа експеримента.



Слика 8-11. Удео алгоритма директне компензације поремећаја у укупном управљању у експериментима са различитим жељеним притисцима струјања

У експериментима на истом Маховом броју и са сличним почетним притиском у резервоару, максимално почетно отварање вентила је очекивано веће у експерименту са већим жељеним притиском струјања. Међутим, удео алгоритма директне компензације поремећаја је мањи у случају Маховог броја 3.00 у односу на 1.50 и 1.75 (Слика 8-10), што показује Табела 8-3.

Табела 8-3. Удео алгоритма директне компензације и алгоритма са повратном спрегом у почетном отварању управљачког вентила у експериментима са различитим жељеним притисцима струјања

Експеримент	Укупно управљање	Удео алгоритма директне компензације		Удео алгоритма са повратном спрегом	
	X_{cv} [m]	X_{FF} [m]	[% X_{cv}]	X_{FB} [m]	[% X_{cv}]
$M_{ts} = 3.00$ $p_{0d} = 0.57 \text{ MPa}$ $p_{st} = 1.5674 \text{ MPa}$	0.354	0.092	25.99	0.262	74.01
$M_{ts} = 3.00$ $p_{0d} = 1.00 \text{ MPa}$ $p_{st} = 1.6483 \text{ MPa}$	0.491	0.142	28.92	0.349	71.08

Овакви удели су очекивани, пошто је алгоритам директне компензације базиран на масеном протоку потребном за одржавање струјања са жељеним Маховим бројем и притиском струјања. Како је масени проток на вишим суперсоничним брзинама мањи, масени проток потребан за одржавање

струјања је значајно мањи од масеног протока потребног за брзо и ефикасно пуњење коморе умирења до жељеног притиска струјања. Због тога је удео алгоритма са повратном спрегом у овом случају већи од удела алгоритма директне компензације (Табела 8-3), док је ситуација обрнута на нижим суперсоничним брзинама (Табела 8-2).

Укупно посматрано, на нижим суперсоничним брзинама је у првој фази експеримента доминантан удео алгоритма директне компензације у укупном управљању, док је на вишим суперсоничним брзинама доминантан удео алгоритма са повратном спрегом. Како алгоритам директне компензације поремећаја у оба случаја елиминише нелинеарност услед промене притиска у резервоару, једноставан линеарни алгоритам са повратном спрегом са истим сетом управљачких параметара омогућава уједначено брзо пуњење коморе умирења до различитих притисака струјања у радном опсегу аеротунела, што је додатно демонстрирано у следећем одељку.

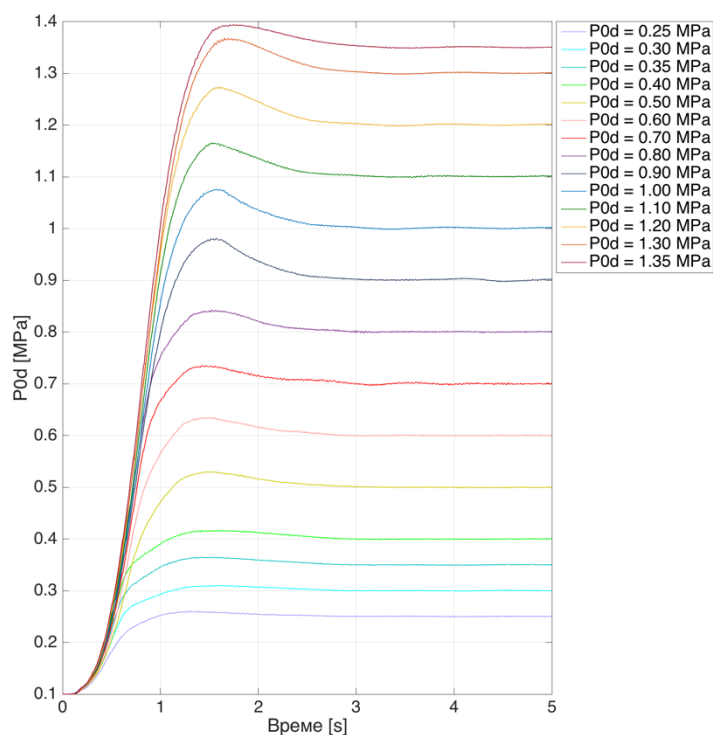
8.6 Перформансе управљања

8.6.1 Успостављање притиска струјања

У компаративној анализи резултата експеримената са старим и новим системом управљања у аеротунелу VTI T-38 (одељак 8.2.2) утврђено је битно смањење времена потребног за постизање жељеног притиска струјања, што је праћено потенцијално значајном уштедом енергије.

Слика 8-12 даје упоредни приказ првих 5 s експеримената обављених са новим системом управљања на различитим Маховим бројевима и са различитим жељеним притисцима струјања, од 0.25 МПа до 1.35 МПа, чиме је ефективно покривен читав радни опсег аеротунела VTI T-38.

На слици се јасно уочава уједначен тренд успостављања жељеног притиска струјања у првој фази експеримента. Време потребно за успостављање жељеног притиска струјања веома је слично у читавом радном опсегу аеротунела, и креће се од 2.5 s на нижим притисцима струјања до 3.2 s на вишим притисцима струјања, без обзира на жељене и почетне услове.

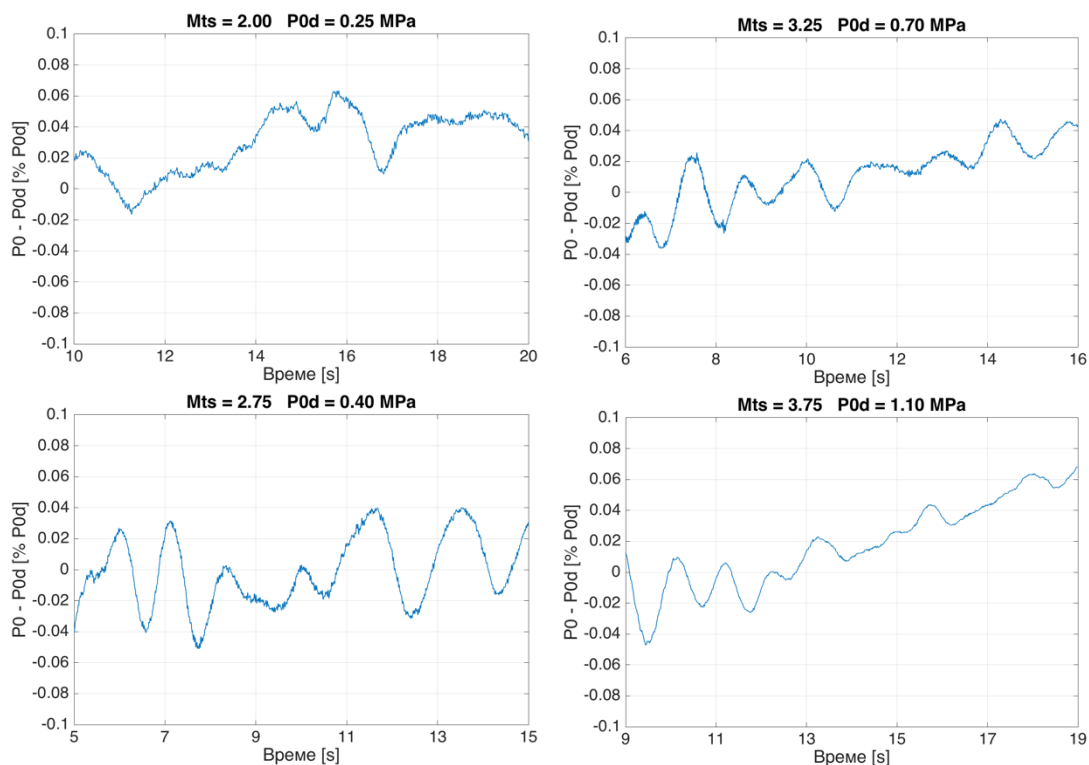


Слика 8-12. Успостављање притиска струјања за различите жељене вредности у радном опсегу аеротунела VTI T-38

Алгоритам са повратном спрегом са истим сетом управљачких параметара у комбинацији са алгоритмом директне компензације поремећаја, без обзира на њихов удео у укупном управљању, има униформне перформансе у погледу постизања жељеног притиска струјања у читавом радном опсегу аеротунела.

8.6.2 Одржавање притиска струјања

У компаративној анализи резултата експеримената са старим и новим системом управљања (одељак 8.2.2) упоређена је тачност управљања, односно одступање мерене од жељене вредности притиска струјања у два експеримента репрезентативна за нижи и виши суперсонични опсег. Овде је анализа тачности управљања која је постигнута са новим системом проширена, а за анализу су изабрана четири интервала од 10 s у експериментима обављеним на Маховим бројевима и притисцима струјања који покривају највећи део радног опсега аеротунела VTI T-38. Слика 8-13 приказује промену релативног одступања притиска струјања од жељене вредности у тим интервалима.



Слика 8-13. Промена релативног одступања притиска струјања од жељене вредности у интервалима од 10 секунди

Основну статистичку анализу изабраних узорака притиска струјања приказује Табела 8-4. Учестаност прикупљања података била је 250 Hz, а у статистичкој анализи није узета у обзир мерна несигурност сензора притиска. Поред одступања мереног притиска струјања од жељене вредности ($p_{0d} - \bar{p}_0$), у табели су за сваки узорак приказани средња вредност притиска струјања (\bar{p}_0), средње апсолутно одступање од средње вредности притиска струјања ($|p_0 - \bar{p}_0|$) и стандардна девијација (σ).

Табела 8-4. Статистичка анализа узорака мереног притиска струјања

M_{ts}	p_{0d}	\bar{p}_0	$p_{0d} - \bar{p}_0$		$ p_0 - \bar{p}_0 $		σ	
	[MPa]	[MPa]	[MPa]	[% p_{0d}]	[MPa]	[% p_{0d}]	[MPa]	[% p_{0d}]
2.00	0.25	0.2506	0.0006	0.024	0.0005	0.020	0.0008	0.032
2.75	0.40	0.4003	0.0003	0.008	0.0001	0.032	0.0002	0.040
3.25	0.70	0.7009	0.0009	0.013	0.0002	0.030	0.0003	0.041
3.75	1.10	1.1002	0.0002	0.019	0.0003	0.028	0.0005	0.045

Резултати статистичке анализе су уједначени за све узорке, а тачност управљања притиском струјања је конзистентно испод границе од $\pm 0.1\%$. Овај ниво тачности представља значајан напредак, како у односу на стари систем управљања у аеротунелу VTI T-38 са тачношћу управљања од $\pm 0.4\%$, тако и у односу на резултате доступне у литератури, у којима се углавном наводи тачност управљања од $\pm 1.0\%$ [68] [80] [103] [104] [61].

8.7 Закључак

У овом поглављу су анализирани експериментални резултати добијени у оквиру интеграције система управљања у аеротунелу VTI T-38 (одељак 8.1). Обављена је компаративна анализа резултата експеримената и нумеричких симулација (одељак 8.2.1), у којој је утврђено да симулациони модел развијен за синтезу система управљања може да се сматра добрим и поузданим алатом за предвиђање одзива аеротунела на дејство управљања. Такође је обављена компаративна анализа резултата експеримената са старим и новим системом управљања у аеротунелу VTI T-38 (одељак 8.2.2), која је показала значајно побољшање постигнуто са новим системом у погледу тачности и утрошка енергије. Дата је анализа утицаја жељених и почетних услова на управљање (одељци 8.3, 8.4 и 8.5), заједно са кратком анализом перформанси система управљања струјањем у фазама успостављања и одржавања притиска струјања (одељак 8.6).

Прилог 2 даје детаљан преглед резултата свих експеримената обављених у оквиру интеграције система управљања струјањем у аеротунелу VTI T-38.

9 ЗАКЉУЧАК

"Први корак је да се утврди да је могуће; после тога је у игри вероватноћа."

Elon Musk

Аеротунели се већ годинама користе као експерименталне инсталације за испитивање модела аеродинамичких објеката у одређеној размери, а њихов рад је базиран на постизању геометријске, кинематичке и динамичке сличности струјања око модела са струјањем око објекта у пуној размери. Већина светских аеротунела изграђена је пре неколико деценија. Током радног века су у овим инсталацијама реализована извесна технолошка унапређења, заједно са новим експерименталним техникама. Међутим, како су нова решења увођена постепено и на појединачној бази, она нису била праћена суштинском променом методологије и систематским приступом.

Значајне технолошке промене у производима, организацији и друштву које је донео 21. век подстакле су размишљања о импликацијама убрзаног технолошког развоја и његовом утицају на истраживања у будућности, као и о инвестицијама које би требало да се покрену данас у оквиру припрема за промене до којих ће доћи у деценијама које следе. Почетком 21. века је дошло до смањења ангажовања аеротунела, што се поклопило са наглом експанзијом нумеричке анализе и компјутерских симулација, тако да су многи истраживачи сматрали да су ова два тренда несумњиво повезана. Међутим, анализе су показале да је утицај нумеричких алата на област експерименталне аеродинамике био конзистентан са осталим истраживачким областима и не нарочито наглашен. Привремено смањење ангажовања аеротунела је највећим делом било резултат зрелости аналитичких алата који се користе за пројектовање авиона у одређеним сегментима анvelope лета са једне стране,

а са друге стране тренутног застоја у развоју нових аеродинамичких решења. Оцене из студија утицаја нумеричких алата на потребе за аеротунелима и ставови индустрије и академске заједнице слажу се у томе да ће већина аеротунелских капацитета на различитим нивоима употребе бити потребна током 21. века, за суочавање са новим изазовима у области аеродинамичког пројектовања. Ове оцене су потврђене трендом поновног раста ангажовања аеротунела крајем прве деценије 21. века. Резултат тог тренда је и чињеница да се у овом тренутку у више земаља широм света планира или је у току изградња нових аеротунела за испитивање модела у великој размери.

Како би се постојећи аеротунели даље развијали, а нове инсталације биле пројектоване у складу са концептом лабораторије 21. века, потребно је суочити се са новим изазовима, поред оних које доносе традиционално високи захтеви војне, ваздухопловне, аутомобилске и осталих грана индустрије, а који су у овом тренутку углавном резултат великих улагања у развој комерцијалног суперсоничног путничког авиона, укључивања нових земаља и приватног сектора у космичку индустрију, и потреба за експерименталном верификацијом нумеричких алата. У вези са тим је у овој дисертацији предложена *стратегија развоја аеротунела*, чији су кључни фактори национални програми, комерцијални уговори, исправност инсталације, управљање, експерименталне методе и технологије, аналитички и нумерички алати и људски ресурси, а дисертација се конкретно бави једним од тих фактора – а то је управљање.

Све амбициознији захтеви у смислу тачности експеримената и ефикасности рада доводе до тога да аеротунели данас функционишу доста ближе границама својих перформанси него раније. Последица тога је да грешке које су резултат неиспитаних ситуација не могу више да буду компензоване "резервом" перформанси. Да би аеротунели функционисали на границама својих перформанси потребни су тачни модели процеса, процедуре верификације безбедности у границама тачности тих модела и процедуре за синтезу управљања таквог да се одржава потребан ниво тачности, поузданости и безбедности. У таквим условима је неопходно да се досадашња пракса управљања струјањем у аеротунелима, карактеристична по

појединачним решењима без јасног аналитичког приступа или развијене методологије, праћена великим трошковима интеграције система и обимним тестирањима пре пуштања у рад, замени праксом која би била базирана на некој систематској методологији, прилагођеној актуелним потребама.

Нова систематска методологија, чија је аналитичка основа постављена на бази физичких принципа процеса управљања компресибилним струјањем и њиховог узајамног дејства, развијена је у овој дисертацији за управљање струјањем у аеротунелима великих брзина. У оквиру развоја методологије управљања струјањем, аеротунели су сагледани као мање или више сложени системи за управљање струјањем, у којима се преплићу две широке области истраживања – аеродинамика и теорија управљања.

9.1 Научни допринос дисертације

Научни допринос дисертације може да буде представљен кроз кораке у развоју методологије управљања струјањем у аеротунелима великих брзина, а у облику одговора на питања постављена у циљу доказивања основне хипотезе овог истраживања у одељку 1.3:

- 1. Развијен је математички модел аеротунела великих брзина у који је укључен утицај губитка притиска услед експанзије у комори умирења, на начин универзално применљив у свим инсталацијама разматраног типа.*

За потребе истраживања, на основу математичког модела процеса у аеротунелима великих брзина реализован је симулациони модел у програмском окружењу Simulink, као универзални оквир за симулацију одзива аеротунела на промене улазних параметара. Уносом геометријских параметара конкретног аеротунела, симулациони модел омогућава анализу одзива разматране инсталације и истраживање могућности за побољшање рада. Симулациони модел је физички и експериментално верификован поређењем одзива модела са експерименталним одзивом аеротунела VTI T-38 на исте промене улазних параметара, а на основу резултата верификације је закључено да симулациони модел, развијен на

основу математичког модела аеротунела великих брзина, може да се сматра поузданим алатом за предвиђање понашања аеротунела.

2. *Развијена је систематска методологија управљања струјањем, која представља оквир за управљање струјањем у аеротунелима великих брзина, а са применом и у широј области управљања компресибилним струјањем.*

Развијена методологија управљања струјањем базирана је на фундаменталној особини свих система у којима је присутан неки облик активног управљања струјањем, а то је да управљачки елементи у којима се одвијају процеси са одређеном динамиком управљају процесом струјања са потпуно другачијом динамиком. Метода управљања која је предложена као најпогоднија у таквим случајевима је метода каскадног управљања, која предвиђа коришћење две петље са повратном спрегом у оквиру јединственог управљачког система. Примарна спољна петља предвиђена је за управљање процесом струјања, а секундарна унутрашња петља за управљање процесом у управљачком елементу, тако да нелинеарност присутна у управљачком елементу остаје у секундарној петљи, без утицаја на процес струјања. Управљање процесом у управљачком елементу зависи од његовог типа, конструкције, геометрије, сензора и актуатора, као и карактеристика појединачног аеротунела. Међутим, управљање процесом струјања је универзално за све аеротунеле великих брзина, а основни проблем је нелинеарност изазвана поремећајима процеса. За решавање овог проблема предложен је алгоритам директне компензације поремећаја, који ради заједно са алгоритмом са повратном спрегом у примарној петљи каскадног управљачког система. Алгоритам директне компензације поремећаја елиминира утицај поремећаја процеса струјања, а у случају управљања притиском струјања који је разматран кроз читаву дисертацију, главни поремећаји су промена услова испред управљачког елемента и прелазак са критичног на подкритични режим струјања у управљачком елементу. Елиминисање највећег дела нелинеарности на овај начин омогућава да се

за алгоритам са повратном спрегом у примарној петљи усвоји једноставан линеаран алгоритам ПИД типа. Предложена методологија управљања струјањем базирана на каскадној архитектури, у оквиру које се у секундарној петљи управља процесом у управљачком елементу, а у оквиру примарне петље се алгоритам директне компензације користи у комбинацији са алгоритмом ПИД типа за управљање процесом струјања, могућа је захваљујући постизању два важна резултата, која такође могу да се сматрају научним доприносом дисертације:

2.1. Дефинисан је приступ за међусобно раздвајање утицаја динамике процеса струјања и утицаја динамике процеса у управљачком елементу на аеродинамичко појачање управљачког елемента који се користи за активно управљање струјањем.

У дисертацији је аналитички дефинисан појам аеродинамичког појачања управљачког елемента који се користи за активно управљање струјањем. Обављена је анализа која је показала да је могуће да се утврди појединачан утицај динамике струјања и динамике управљачког елемента на аеродинамичко појачање управљачког елемента. На резултатима ове анализе је базирана примена методе каскадног управљања.

2.2. Развијена је метода за процену губитка притиска у комори умирења услед експанзије иза управљачког елемента.

У дисертацији је предложена метода за процењивање губитка притиска базирана на итеративној нумеричкој процедури, у којој се као улаз користе експериментални подаци. За потребе истраживања је развијена нумеричка процедура у програмском окружењу Matlab, као универзални оквир за процењивање губитка притиска услед експанзије иза управљачког вентила у аеротунелима великих брзина. Уносом експерименталних података из конкретног аеротунела, нумеричка процедура даје процену губитка притиска у датим условима. Метода је примењена за процењивање губитка притиска у аеротунелу VTI T-38, а слагање одзива модела и одзива

аеротунела је побољшано узимањем у обзир процењеног губитка. Познавање губитка притиска услед експанзије иза управљачког елемента је првенствено важно за предвиђање тренутка преласка критичног у подкритично струјање у управљачком вентилу, када долази до нагле промене стања процеса струјања. Без обзира на тип алгоритма који се користи за управљање струјањем, промена режима струјања не може да буде савршено компензована ако није познато када до ње долази. Алгоритам директне компензације поремећаја који се користи у примарној петљи каскадног управљачког система базиран је на процени губитка притиска и мерењу услова испред управљачког елемента.

- 3. Развијен је математички модел за симулацију система управљања струјањем, који представља оквир за пројектовање, интеграцију, анализу перформанси, анализу безбедности и функционални развој система управљања струјањем у аеротунелима великих брзина, као и у другим системима базираним на активном управљању струјањем.*

За потребе истраживања у програмском окружењу Simulink реализован је симулациони модел каскадног управљачког система са директном компензацијом поремећаја у примарној петљи, као универзални оквир за синтезу система управљања струјањем. Уношењем параметара конкретног управљачког елемента, симулациони модел омогућава подешавање параметара ПИД алгоритма у примарној петљи каскадног управљачког система, анализу перформанси, анализу безбедности, интеграцију и функционални развој система. Симулациони модел управљачког система у комбинацији са симулационим моделом аеротунела је примењен за синтезу система управљања притиском струјања у аеротунелу VTI T-38 и подешавање управљачких параметара. Резултати симулација су показали да алгоритам директне компензације поремећаја успешно елиминисе нелинеарност процеса струјања у аеротунелу, и да једноставан линеаран ПИ алгоритам са једним сетом управљачких параметара може да се користи у комплетном радном опсегу

аеротунела. Ако се уместо модела аеротунела користи модел неког другог система базираног на активном управљању струјањем, симулациони модел каскадног управљачког система може да се користи за синтезу његовог система управљања.

4. *Предложен је приступ за пројектовање хибридног хијерархијског система управљања струјањем са дистрибуираним управљачким функцијама којим се уводи нова парадигма управљања у аеротунелима великих брзина. Предложени систем управљања струјањем је пројектован, интегрисан и експериментално верификован у аеротунелу VTI T-38 (Војнотехнички институт, Београд).*

У оквиру рада на дисертацији, концепт хибридних система је примењен на аеротунеле великих брзина, прво разматрањем континуалних динамичких процеса у аеротунелу, а затим увођењем дискретне динамике. Каскадна управљачка архитектура предложена као основа методологије управљања струјањем имплементирана је на континуалним нивоима хибридне хијерархије, а за интерфејс између дискретних и континуалних нивоа у хијерархији система управљања предложен је концепт машине са коначним бројем стања. Општим резултатом ових активности може да се сматра нова парадигма управљања у аеротунелима великих брзина, са практичним резултатом у облику хибридног хијерархијског дистрибуираног система управљања струјањем у аеротунелу VTI T-38.

План експерименталне верификације система је дефинисан тако да у што мањем броју експеримената буде обухваћен комплетан радни опсег аеротунела VTI T-38. У експериментима је коришћен сет управљачких параметара добијен подешавањем помоћу симулационог модела у оквиру синтезе система управљања, а показало се да нема потребе за додатним подешавањем у експериментима. Слично резултатима симулација, резултати експеримената су показали да алгоритам директне компензације поремећаја успешно елиминише нелинеарност процеса струјања у аеротунелу, и да једноставан линеаран ПИ алгоритам са једним

сетом управљачких параметара може да се користи у комплетном радном опсегу аеротунела. Закључак изведен на основу експерименталне верификације је да је примена предложене методологије управљања струјањем, базиране на физичким принципима процеса и њиховог узајамног дејства, омогућила верификацију система у минималном броју експеримената који покривају радни опсег аеротунела, чиме су трошкови интеграције, који данас представљају највећи део цене управљачких система, сведени на минимум. Поред тога, хибридни хијерархијски систем са дистрибуираним управљачким функцијама показао се као робусно, поуздано и безбедно решење. Овај резултат би требало посматрати у односу на досадашњу праксу управљања струјањем у аеротунелима, као и на праксу управљања струјањем у општем случају, која обилује појединачним решењима без аналитичког приступа или систематске методологије, због чега је праћена обимним тестирањима и подешавањима система пре пуштања у рад и несразмерно великим трошковима интеграције система.

5. *Хибридни систем управљања реализован на основу предложене методологије донео је значајно побољшање у смислу тачности и енергетске ефикасности експеримената у аеротунелима великих брзина.*

Кроз читаву дисертацију је управљање струјањем у аеротунелима великих брзина разматрано на случају управљања притиском струјања, па је побољшање тачности и енергетске ефикасности разматрано на бази тог параметра.

Резултати статистичке анализе експерименталних резултата су показали да је постигнута тачност управљања притиском струјања у аеротунелу VTI T-38 конзистентно испод границе од $\pm 0.1\%$, што је према референцама расположивим у литератури, најбоља тачност управљања притиском струјања која је до сада постигнута у аеротунелима великих брзина. Поређења ради, претходни систем управљања у аеротунелу VTI T-38 имао је тачност управљања $\pm 0.4\%$ само у неким сегментима радног

опсега, док се у литератури из ове области најчешће наводи постигнута тачност управљања притиском струјања од $\pm 1.0\%$.

Један од највећих проблема у аеротунелима великих брзина је губитак енергије у првој фази експеримената, током успостављања жељеног притиска струјања. Поређење перформанси у погледу времена успостављања притиска струјања обављено је за аеротунел VTI T-38 са старим и новим системом управљања. Захваљујући времену успостављања жељеног притиска струјања које је са новим системом управљања за неколико секунди краће него са старим системом, чиме је ефективно продужено корисно време мерења током експеримента, потенцијална уштеда енергије на дневном нивоу, рачуната за просечно дневно ангажовање компресора снаге 3.8 MW у трајању од 7 h и за просечан дневни број од 8 експеримената, износи 20%, односно 5320 kWh.

6. *Методологија управљања струјањем која је у дисертацији предложена за аеротунеле великих брзина може да се примени и у другим системима чији је рад базиран на активном управљању компресибилним струјањем.*

Методологија базирана на каскадној управљачкој архитектури, у којој се у секундарној петљи управља процесом у управљачком елементу, а у примарној петљи се алгоритам директне компензације користи у комбинацији са линеарним алгоритмом са повратном спрегом, на основу оквира постављеног у дисертацији за аеротунеле великих брзина, може да се примени и у другим системима у којима постоји активно управљање компресибилним струјањем, односно у којима управљачке елементе покрећу актуатори за чији је рад потребан неки облик енергије, а приоритет представљају висока тачност и енергетска ефикасност. Како развијена методологија предвиђа разматрање физичких принципа процеса у раној фази пројектовања система управљања, очекује се да њена примена и у другим системима доведе до побољшања квалитета управљања и знатно смањених трошкова интеграције система, слично као у случају аеротунела великих брзина.

9.2 Могући правци даљег истраживања

Истраживање обављено у оквиру дисертације бавило се побољшањем сличности струјања око модела у аеротунелима великих брзина са струјањем око реалних објеката путем управљања основним параметрима сличности струјања, а то су Махов број и Рејнолдсов број. Занемаривањем промене температуре, проблем управљања Рејнолдсовим бројем је сведен на проблем управљања притиском у комори умирења аеротунела, односно притиском струјања. Овај приступ је уобичајен у аеротунелској пракси и оправдан ограниченим трајањем испитивања. Даљи рад у овој области би могао да буде усмерен на испитивање утицаја промене температуре и на његово укључивање у управљање, тако да се уместо управљања притиском струјања ефективно постигне управљање Рејнолдсовим бројем. Један од највећих изазова у том смислу представљају сензори температуре, који би требало да буду погодни за примену у условима струјања у аеротунелима великих брзина, а да имају довољно брз одзив.

Математички модел аеротунела великих брзина и методологија управљања струјањем предложени у дисертацији се односе на суперсонични опсег брзина. Развијени модел и методологија управљања би могли да се прошире и примене на специфичне проблеме присутне у трансоничном и хиперсоничном опсегу брзина, попут управљања Маховим бројем у трансоничним аеротунелима.

У области управљања компресибилним струјањем у општем случају, даља истраживања би могла да буду усмерена на могућности проширења методологије развијене за струјање у аеротунелима великих брзина на параметре струјања важне у другим системима и на управљање тим параметрима.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] E. Musk, Making Humans a Multiplanetary Species, in: 67th Int. Astronaut. Congr., Guadalajara, Mexico, 2016.
- [2] B. Ilić, M. Miloš, J. Isakovic, Cascade nonlinear feedforward-feedback control of stagnation pressure in a supersonic blowdown wind tunnel, *Measurement*. 95 (2017) 424–438. doi:10.1016/j.measurement.2016.10.046.
- [3] J.B. Barlow, W.H. Rae, A. Pope, *Low-Speed Wind Tunnel Testing*, 3rd ed., John Wiley & Sons, 1999.
- [4] A. Pope, K.L. Goin, *High-Speed Wind Tunnel Testing*, John Wiley & Sons, New York, 1965.
- [5] E.M. Greitzer, C.S. Tan, M.B. Graf, Kinematic and Dynamic Flow Field Similarity, in: *Intern. Flow Concepts Appl.*, Cambridge University Press, Cambridge, 2004: pp. 43–47.
- [6] E. Buckingham, On Physically Similar Systems: Illustrations of the Use of Dimensional Equations, *Phys. Rev.* 4 (1914) 345–376. doi:10.1103/PhysRev.4.345.
- [7] J.C. Gibbings, *Dimensional Analysis*, Springer, London, 2011. doi:10.1007/978-1-84996-317-6.
- [8] J.D. Anderson Jr., *Fundamentals of Aerodynamics*, 3rd ed., McGraw-Hill Higher Education, 2001.
- [9] J. Katz, A. Plotkin, *Low-Speed Aerodynamics*, 2nd ed., Cambridge University Press, Cambridge, 2001. doi:10.1017/CBO9780511810329.
- [10] W.G. Sewall, Effects of Sidewall Boundary Layers in Two-Dimensional Subsonic and Transonic Wind Tunnels, *AIAA J.* 20 (1982) 1253–1256. doi:10.2514/3.51184.
- [11] C. Park, *Nonequilibrium Hypersonic Aerothermodynamics*, John Wiley & Sons, 1990.
- [12] L. Prandtl, *Attaining a Steady Air Stream in Wind Tunnels*, NACA-TM-726, Washington, 1933.
- [13] E.H. Hirschel, H. Prem, G. Madelung, *Aeronautical Research in Germany - From Lilienthal until Today*, Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2004. doi:10.1007/978-3-642-18484-0.
- [14] G. Elfstrom, History of Test Facility Design Expertise at Aiolos Engineering Corporation, in: 45th AIAA Aerosp. Sci. Meet. Exhib., American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007: pp. 1–6. doi:10.2514/6.2007-149.
- [15] B. Ilić, M. Miloš, M. Milosavljević, J. Isaković, Model-Based Stagnation Pressure Control in a Supersonic Wind Tunnel, *FME Trans.* 44 (2016) 1–9. doi:10.5937/fmet16010011.
- [16] B. Ilić, M. Milosavljević, A New Control System for the Flexible Nozzle in the T-38 Trisonic Wind Tunnel, in: 6th Int. Sci. Conf. Defensive Technol., Belgrade, 2014: pp. 67–72.
- [17] B. Ilić, M. Milosavljević, Preliminarni projekat upravljačkog sistema aerotunela T-38, V3-3091-07, Beograd, 2011.
- [18] J.T. Kegelman, C.E. Harris, R.R. Antcliff, D.M. Bushnell, D.L. Dwoyer, *A Future State for NASA Laboratories - Working in the 21st Century*, Hampton, Virginia, 2009.
- [19] B. Ilić, M. Milosavljević, *Koncept upravljačkog sistema aerotunela T-38, V3-3089-07*, Beograd, 2010.
- [20] P.S. Antón, D.J. Johnson, M. Block, M.S. Brown, J.A. Drezner, J. Dryden, et al., *Wind Tunnel and Propulsion Test Facilities: Supporting Analyses to an Assessment of NASA's Capabilities to Serve National Needs*, Santa Monica, CA, 2004.
- [21] D.R. Ambur, J.T. Kegelman, W.A. Kilgore, *Langley Ground Facilities and Testing in the 21st Century*, Hampton, VA, 2011.
- [22] J.T. Kegelman, P.M. Danehy, R.J. Schwartz, *Advanced Capabilities for Wind Tunnel Testing in the 21 st Century*, NASA, 2010.

- [23] R.H. Welge, C. Nelson, J. Bonet, Supersonic Vehicle Systems for the 2020 to 2035 Timeframe, AIAA 2010-4930, in: 28th AIAA Appl. Aerodyn. Conf., American Institute of Aeronautics and Astronautics, Chicago, Illinois, 2010. doi:10.2514/6.2010-4930.
- [24] K. Sakata, Supersonic Experimental Airplane (NEXST) for Next Generation SST Technology, AIAA 2002-0527, in: 40th AIAA Aerosp. Sci. Meet. Exhib., American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reno, Nevada, 2002. doi:10.2514/6.2002-527.
- [25] J.M. Morgenstern, Wind Tunnel Testing of a Sonic Boom Minimized Tail-Braced Wing Transport Configuration, AIAA 2004-4536, in: 10th AIAA/ISSMO Multidiscip. Anal. Optim. Conf., American Institute of Aeronautics and Astronautics, Albany, New York, 2004. doi:10.2514/6.2004-4536.
- [26] E. Seedhouse, The Space Taxi Race, in: SpaceX Mak. Commer. Spacefl. a Real., Springer New York, 2013: pp. 111–140. doi:10.1007/978-1-4614-5514-1_7.
- [27] R.D. Braun, R.M. Manning, Mars Exploration Entry, Descent, and Landing Challenges, J. Spacecr. Rockets. 44 (2007) 310–323. doi:10.2514/1.25116.
- [28] A. Stelzner, J. Cruz, R. Bruno, R. Mitcheltree, Opportunities and Limitations in Low-Earth Subsonic Testing and Qualification of Extraterrestrial Supersonic Parachute Designs, AIAA 2003-2135, in: 17th AIAA Aerodyn. Decelerator Syst. Technol. Confernece Semin., American Institute of Aeronautics and Astronautics, Monterey, California, 2003. doi:10.2514/6.2003-2135.
- [29] D.O. Kirkpatrick, C.R. McGinley, Subsonic Aerodynamic Evaluation of Heat Shield Roughness Effects on the SpaceX Dragon Crew Capsule, AIAA 2017-2008, in: 55th Aerosp. Sci. Meet., American Institute of Aeronautics and Astronautics, Grapevine, Texas, 2017. doi:10.2514/6.2017-2008.
- [30] K.T. Edquist, A.A. Dyakonov, J.W. Studak, D.M. Kipp, I.C. Dupzyk, Development of Supersonic Retropropulsion for Future Mars Entry, Descent, and Landing Systems, J. Spacecr. Rockets. 51 (2014) 650–663. doi:10.2514/1.A32715.
- [31] J. Wilks, Fast and Furious: The Tough Reality of Re-entry, Eng. Technol. 10 (2015) 80–83. doi:10.1049/et.2015.0427.
- [32] R. Armstrong, Sustainability and Interstellar Infrastructure, in: Star Arc, Springer International Publishing, 2017: pp. 45–73. doi:10.1007/978-3-319-31042-8_3.
- [33] D.C. Brock, Understanding Moore's Law: Four Decades of Innovation, Chemical Heritage Foundation, Pennsylvania, 2006.
- [34] C.-H. Bruneau, I. Mortazavi, Numerical modelling and passive flow control using porous media, Comput. Fluids. 37 (2008) 488–498. doi:10.1016/j.compfluid.2007.07.001.
- [35] A.F. Heenan, J.F. Morrison, Passive control of backstep flow, Exp. Therm. Fluid Sci. 16 (1998) 122–132. doi:10.1016/S0894-1777(97)10015-2.
- [36] S. Raghunathan, Passive control of shock-boundary layer interaction, Prog. Aerosp. Sci. 25 (1988) 271–296. doi:10.1016/0376-0421(88)90002-4.
- [37] S.S. Collis, R.D. Joslin, A. Seifert, V. Theofilis, Issues in active flow control: Theory, control, simulation, and experiment, Prog. Aerosp. Sci. 40 (2004) 237–289. doi:10.1016/j.paerosci.2004.06.001.
- [38] L.N. Cattafesta, M. Sheplak, Actuators for Active Flow Control, Annu. Rev. Fluid Mech. 43 (2011) 247–272. doi:10.1146/annurev-fluid-122109-160634.
- [39] G. Pechlivanoglou, Passive and active flow control solutions for wind turbine blades, 2012. doi:10.14279/depositonce-3487.
- [40] J.T. Kenney, L.M. Webb, A Summary of the Techniques of variable Mach Number Supersonic Wind Tunnel Nozzle Design, Agardograph. (1954).
- [41] J. Jackson, Flexible Nozzle for Supersonic Wind Tunnels, US2472949 A, 1949.
- [42] D. Pierce, A Simple Flexible Supersonic Wind Tunnel Nozzle for the Rapid and Accurate Variation of Flow Mach Number, C.P. No. 865, London, United Kingdom, 1967.
- [43] T. Morel, Comprehensive Design of Axisymmetric Wind Tunnel Contractions, J. Fluids Eng. 97 (1975) 225. doi:10.1115/1.3447255.
- [44] F. Munteanu, Incas Trisonic Wind Tunnel, Incas Bull. (2009) 5–11.

- [45] L. Ohman, V. Nguyen, F. Ellis, J. Thain, N. Tang, C. Broughton, et al., The IAR 1.5m Trisonic Blowdown Wind Tunnel: A Review of its History and Development, *Can. Aerosp. J.* (2003).
- [46] Lockheed Martin, High Speed Wind Tunnel and Test Systems Design Handbook, AER-EIR-13552-E, (2002).
- [47] CSIR-NAL, National Trisonic Aerodynamic Facilities, (2017).
- [48] NASA, Wind Tunnels, *Aeronaut. Facil. Cat.* (1985) NASA RP-1132.
- [49] J.D. Anderson Jr., *Modern compressible flow with historical perspective*, 3rd ed., McGraw-Hill, 2003. doi:10.1016/0142-727X(83)90029-2.
- [50] Y.D. Dwivedi, P.K. Bahumanyam, N.K. Mishra, Design of supersonic wind tunnel using method of characteristics, *Int. J. Adv. Transp. Phenom.* 1 (2012) 14–23.
- [51] S.S. Desai, R.K. Jain, A Method for Curvature Matching for Two-Dimensional Flexible Plate Wind-Tunnel Nozzle, in: 22nd Annu. Meet. Aeronaut. Soc. India, Hyderabad, India, 1970.
- [52] M. Tucker, Approximate Turbulent Boundary-Layer Development in Plane Compressible Flow Along Thermally Insulated Surfaces with Application to Supersonic-Tunnel Contour Correction, NACA TN 2045, Washington, D.C., 1950.
- [53] M. Tucker, Approximate Calculation of Turbulent Boundary Layer Development in Compressible Flow, Washington, D.C., 1951.
- [54] J.E. Sargison, G.J. Walker, R. Rossi, Design and calibration of a wind tunnel with a two dimensional contraction, in: 15th Australas. Fluid Mech. Conf., 2004: pp. 1–4.
- [55] J.J. Korte, Inviscid Design of Hypersonic Wind Tunnel Nozzles for a Real Gas, AIAA 2000-0677, in: 38th Aerosp. Sci. Meet. Exhib., 2000. doi:10.2514/6.2000-677.
- [56] J. Wu, R. Radespiel, Tandem nozzle supersonic wind tunnel design, *Int. J. Eng. Syst. Model. Simul.* 5 (2013) 8–18. doi:10.1504/IJESMS.2013.052369.
- [57] J. Wu, P. Zamre, R. Radespiel, Flow quality experiment in a tandem nozzle wind tunnel at Mach 3, *Exp. Fluids.* 56 (2015). doi:10.1007/s00348-014-1887-1.
- [58] B. Ilić, Korekcija geometrijskog profila mlaznika primenom poboljšane metode karakteristika i uticaj na Mahov broj u aerotunelu T-38, V3-3092-07, Beograd, 2012.
- [59] G.K. Suryanarayana, S.R. Bhoi, Prediction of total pressure characteristics in the settling chamber of a supersonic blowdown wind tunnel, *Aeronaut. J.* 115 (2011) 557–566. doi:10.1017/S0001924000006199.
- [60] R. Basak, D. Mitra, A. Mazumdar, Design of various components of an open circuit blower tunnel without exit diffuser, *Int. J. Adv. Sci. Technol.* 2 (2011) 88–93.
- [61] M.G. da Silva, J.B.P.F. Falcão, O.A. de F. Mello, Control of High Speed Wind Tunnel Stagnation Pressure, CIT06-0921, in: Proc. 11th Brazilian Congr. Therm. Sci. Eng., 2006.
- [62] B. Medved, G. Elfstrom, The Yugoslav 1.5m trisonic blowdown wind tunnel, AIAA 86-0746, in: 14th Aerodyn. Test. Conf., American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1986. doi:10.2514/6.1986-746.
- [63] S.L. Kinsolving, R. Jackson, Starting Loads in an Intermittent Supersonic Wind Tunnel, AEDC-TN-59-6, 1959.
- [64] R.C. Maydew, Compilation and Correlation of Starting Loads from Several Supersonic Wind Tunnels, SC-4691, 1962.
- [65] T. Reynolds, R. Guyton, D. Yoder, AFRL/AEDC Instant Loads at High Incident Angles, AIAA-2014-0981, in: 52nd Aerosp. Sci. Meet., American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2014. doi:10.2514/6.2014-0981.
- [66] J. Akatsuka, S. Nagai, The Effect of Diffuser Geometry on the Starting Pressure Ratio of a Supersonic Wind Tunnel, AIAA 2010-4344, 27th AIAA Aerodyn. Meas. Technol. Gr. Test. Conf. (2010). doi:10.2514/6.2010-4344.
- [67] D. Vukovic, Investigation of Supersonic Starting Loads in the T-38 1.5m x 1.5m Trisonic Wind Tunnel at Zarkovo, ICAS-94-5.1.4, in: 19th ICAS Congr., International Council of the Aeronautical Sciences, Bonn, Germany, 1994: pp. 162–171.
- [68] Y. Fung, G. Settles, A. Ray, Microprocessor Control of High-Speed Wind Tunnel Stagnation Pressure, AIAA 88-2062, in: 15th AIAA Aerodyn. Test. Conf., 1988. doi:10.2514/6.1988-2062.

- [69] A.E. Bryson, Optimal Control - 1950 to 1985, *IEEE Control Syst.* 16 (1996) 26–33. doi:10.1109/37.506395.
- [70] D. Kraft, Optimal control of a high performance wind tunnel, *Annu. Rev. Autom. Program.* 13 (1985) 79–83. doi:10.1016/0066-4138(85)90467-7.
- [71] M. Athans, The Role and Use of the Stochastic Linear-Quadratic-Gaussian Problem in Control System Design, *IEEE Trans. Automat. Contr.* AC-16 (1971) 529–552. doi:10.1109/TAC.1971.1099818.
- [72] H. Kazerooni, P.K. Houpt, On the Loop Transfer Recovery, *Int. J. Control.* 43 (1986) 981–996. doi:10.1080/00207178608933517.
- [73] D.S. Hwang, P.L. Hsu, A Robust Controller design for Supersonic Intermittent Blowdown-Type Wind Tunnels, *Aeronaut. J. - New Ser.* 102 (1998) 161–169.
- [74] X. Wang, H. Yang, Hierarchical Multiple Models Adaptive Feedforward Decoupling Controller Applied to Wind Tunnel System, in: D.-S. Huang, K. Li, G.W. Irwin (Eds.), *Intell. Control Autom.*, Springer Berlin Heidelberg, Berlin, Heidelberg, 2006: pp. 287–298. doi:10.1007/978-3-540-37256-1_36.
- [75] J. Xi, M. Li, Q. Zhang, Z. Wang, Advanced Flow Control for Supersonic Blowdown Wind Tunnel Using Extended Kalman Filter, *J. Dyn. Syst. Meas. Control.* 137 (2014) 6. doi:10.1115/1.4028182.
- [76] G.A. Einicke, L.B. White, Robust Extended Kalman Filtering, *IEEE Trans. Signal Process.* 47 (1999) 2596–2599. doi:10.1109/78.782219.
- [77] G. Zhang, T. Chai, C. Shao, A Synthetic Approach for Control of Intermittent Wind Tunnel, in: *Proceeding Am. Control Conf.*, Albuquerque, New Mexico, 1997.
- [78] C. Knospe, PID control, *Control Syst. IEEE.* 26 (2006) 216–251. doi:10.1109/MCS.2006.1580151.
- [79] G. C. Goodwin, S. F. Graebe, M. E. Salgado, J. Reis, W. Webb Ronald A., *PID Theory Explained*, Control. (2011) 1–4.
- [80] E.M. Braun, F.K. Lu, P.K. Panicker, R.R. Mitchell, D.R. Wilson, J.C. Dutton, Supersonic Blowdown Wind Tunnel Control Using LabVIEW, *AIAA 2008-852*, in: 46th AIAA Aerosp. Sci. Meet. Exhib., 2008. doi:10.2514/6.2008-852.
- [81] N. Corneliu Andrei, Blowdown wind tunnel control using an adaptive fuzzy PI controller, *Incas Bull.* 5 (2013) 89–98. doi:10.13111/2066-8201.2013.5.3.10.
- [82] G. Gerla, Fuzzy logic programming and fuzzy control, *Stud. Log.* 79 (2005) 231–254. doi:10.1007/s11225-005-2977-0.
- [83] M. Sugeno, T. Yasukawa, A Fuzzy-Logic-Based Approach to Qualitative Modeling, *IEEE Trans. Fuzzy Syst.* 1 (1993) 7–31. doi:10.1109/TFUZZ.1993.390281.
- [84] D.A. Gwaltney, G.L. Humphreys, Fuzzy logic control of wind tunnel temperature processes, *Proc. 1994 IEEE 3rd Int. Fuzzy Syst. Conf.* (1994). doi:10.1109/FUZZY.1994.343842.
- [85] A. Decker, A. Buggele, Wind tunnel operations using archival flow visualization records and artificial neural networks, *AIAA 94-0390*, in: 32nd Aerosp. Sci. Meet. Exhib., American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1994. doi:10.2514/6.1994-390.
- [86] R. Bousso, The holographic principle, *Rev. Mod. Phys.* 74 (2002) 825–874. doi:10.1103/RevModPhys.74.825.
- [87] G.S. Settles, *Schlieren and Shadowgraph Techniques*, 2001. doi:10.1007/978-3-642-56640-0.
- [88] J. Mao, Why artificial neural networks?, *Communications.* 29 (1996) 31–44. doi:10.1109/2.485891.
- [89] M. Kubat, *Neural Networks: A Comprehensive Foundation*, *Knowl. Eng. Rev.* 13 (1999) 409–412. doi:10.1017/S0269888998214044.
- [90] J.M. Sheeley, S. Salita, B. Boylston, M. Thelen, Model-Based Predictive Control System in a Transonic Aerodynamic Test Facility, *AIAA 2010-1309*, in: 48th AIAA Aerosp. Sci. Meet. Incl. New Horizons Forum Aerosp. Expo., American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2010. doi:10.2514/6.2010-1309.

- [91] J.M. Sheeley, D.A. Sells, E.J. Felderman, Requirements for Fly-The-Mission Control in Aerodynamic Wind Tunnels, AIAA 2010-1306, in: 48th AIAA Aerosp. Sci. Meet. Incl. New Horizons Forum Aerosp. Expo., American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2010. doi:10.2514/6.2010-1306.
- [92] R.M. Rennie, P. Sutcliffe, A. Vorobiev, Mathematical Model for the Thermal Behaviour of a Wind Tunnel, *J. Thermophys. Heat Transf.* 29 (2015) 524–532. doi:10.2514/1.T4444.
- [93] P. Sutcliffe, A. Vorobiev, R.M. Rennie, Control of Wind Tunnel Test Temperature Using a Mathematical Model, AIAA 2013-2491, in: AIAA Gr. Test. Conf., American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2013. doi:10.2514/6.2013-2491.
- [94] M.R. Rennie, P. Sutcliffe, A. Vorobiev, Mathematical Modeling of Wind-Speed Transients in Wind Tunnels, AIAA 2013-1024, in: 51st AIAA Aerosp. Sci. Meet. Incl. New Horizons Forum Aerosp. Expo., 2013.
- [95] J.B.P. Falcão Filho, M.A. Ortega, L.C.S. Goes, Predictions of Transients and Control Reactions in a Transonic Wind Tunnel, *J. Brazilian Soc. Mech. Sci.* 22 (2000).
- [96] M. Rennie, A. Cain, Management of Wind Tunnel Performance Data Using Neural Networks, AIAA 2012-0321, in: 50th AIAA Aerosp. Sci. Meet. Incl. New Horizons Forum Aerosp. Expo., American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012. doi:10.2514/6.2012-321.
- [97] C.R. Nott, S.M. Ölçmen, D.R. Lewis, K. Williams, Supersonic, variable-throat, blow-down wind tunnel control using genetic algorithms, neural networks, and gain scheduled PID, *Appl. Intell.* 29 (2007) 79–89. doi:10.1007/s10489-007-0082-y.
- [98] S.J. Russell, P. Norvig, *Artificial Intelligence: A Modern Approach*, 2010. doi:10.1017/S0269888900007724.
- [99] S.N. Sivanandam, S.N. Deepa, *Introduction to Genetic Algorithms*, 2008. doi:10.1007/978-3-540-73190-0.
- [100] C.W. Ahn, Practical Genetic Algorithms, *Stud. Comput. Intell.* 18 (2006) 7–22. doi:10.1007/11543138_2.
- [101] A.N. Shahrabaki, M. Bazazzadeh, A. Shahriari, M.D. Manshadi, Intelligent Controller Design for a Blowdown Supersonic Wind Tunnel, *Int. J. Control Autom.* 7 (2014) 409–426. doi:10.14257/ijca.2014.7.1.37.
- [102] A.N. Shahrabaki, M. Bazazzadeh, A. Shahriari, M.D. Manshadi, Enhancing the Supersonic Wind Tunnel Performance Based on Plenum Temperature Control, *ISRN Aerosp. Eng.* 2014 (2014) 6. doi:10.1155/2014/317049.
- [103] J. Matsumoto, F.K. Lu, D.R. Wilson, Pre-programmed Controller for a Supersonic Blowdown Tunnel, in: 95th Meet. Supersonic Tunn. Assoc. Int., 2001: pp. 1–9.
- [104] F.K. Lu, D.R. Wilson, J. Matsumoto, Rapid valve opening technique for supersonic blowdown tunnel, *Exp. Therm. Fluid Sci.* 33 (2009) 551–554. doi:10.1016/j.expthermflusci.2008.11.009.
- [105] M.R. Garcia, C. Villas, L.O. Santos, A.A. Alonso, A Robust Multi-Model Predictive Controller for Distributed Parameter Systems, *J. Process Control.* 22 (2012) 60–71.
- [106] E. Camponogara, D. Jia, B.H. Krogh, S. Talukdar, Distributed Model Predictive Control, *IEEE Control Syst.* 22 (2002) 44–52. doi:10.1109/37.980246.
- [107] T.J. Koo, J. Liebman, C. Ma, S.S. Sastry, Hierarchical Approach for Design of Multi-Vehicle Multi-Modal Embedded Software, in: *Lect. Notes Comput. Sci.*, Springer Berlin Heidelberg, 2001: pp. 344–360. doi:10.1007/3-540-45449-7_24.
- [108] P.J. Antsaklis, Hybrid Control Systems: An Introductory Discussion to the Special Issue, *IEEE Trans. Automat. Contr.* 43 (1998) 457–460. doi:10.1109/TAC.1998.664148.
- [109] M.S. Branicky, A Unified Framework for Hybrid Control: Model and Optimal Control Theory, *IEEE Trans. Automat. Contr.* 43 (1998) 31–45. doi:10.1109/9.654885.
- [110] H. Benitez-Perez, F. Garcia-Nocetti, *Reconfigurable Distributed Control*, Springer-Verlag London Limited, London, 2005.
- [111] S. Sastry, G. Meyer, C. Tomlin, J. Lygeros, D. Godbole, G. Pappas, Hybrid Control in Air Traffic Management System, in: *Proc. 34th IEEE Conf. Decis. Control*, New Orleans, US, 1995: pp. 1478–1483.

- [112] X. Yu, J. Jiang, Hybrid Fault-Tolerant Flight Control System Design Against Partial Actuator Failures, *IEEE Trans. Control Syst. Technol.* 20 (2012) 871–886. doi:10.1109/TCST.2011.2159606.
- [113] D.B. Marco, A.J. Healey, R.B. McGhee, Autonomous Underwater Vehicles: Hybrid Control of Mission and Motion, *Auton. Robots.* 3 (1996) 169–186. doi:10.1007/BF00141153.
- [114] S.A. Oke, O.E. Charles-Owaba, A.O. Johnson, O.O. Omogoroye, A Fuzzy Safety Control Framework for Oil Platforms, *Int. J. Qual. Reliab. Manag.* 23 (2006) 564–582. doi:10.1108/02656710610664613.
- [115] G.E.P. Box, N.R. Draper, *Empirical Model-Building and Response Surfaces*, Wiley, 1987.
- [116] T.S. Kuhn, *The Structure of Scientific Revolutions*, The University of Chicago, 1970. doi:10.1119/1.1969660.
- [117] I. Cameron, K. Hangos, *Process Modelling and Model Analysis*, 1st ed., Academic Press, 2001.
- [118] S.M. Krosel, G.L. Cole, W.M. Bruton, J.R. Szuch, *A Lumped Parameter Mathematical Model for Simulation of Subsonic Wind Tunnels*, Cleveland, OH, United States, 1986.
- [119] M. Korsten, P. Regtien, Systematic and computer-assisted design of measurement systems, *Measurement.* 33 (2003) 145–156. doi:10.1016/S0263-2241(02)00062-3.
- [120] R.P. Davie Jr, E.L. Spearman Jr, Constant temperature air supply, US2776562 A, 1957.
- [121] J. Lukaszewicz, Development of Large Intermittent Wind Tunnels, *Aeronaut. J.* 59 (1955) 259–278. doi:10.1017/S0368393100118516.
- [122] F.K. Owen, A.K. Owen, Measurement and assessment of wind tunnel flow quality, *Prog. Aerosp. Sci.* 44 (2008) 315–348. doi:10.1016/j.paerosci.2008.04.002.
- [123] S. Ristić, J. Isaković, B. Ilić, G. Ocokoljić, Review of Methods for Flow Velocity Measurement in Wind Tunnels, *Sci. Rev.* 44 (2004) 60–71.
- [124] M.W. Zemansky, R.H. Dittman, *Heat and Thermodynamics*, 7th ed., McGraw-Hill, New York, NY, 1997.
- [125] V. Andreoli, S. Lavagnoli, G. Paniagua, V. Fernandez Villace, Robust model of a transient wind tunnel for off-design aerothermal testing of turbomachinery, *Measurement.* 82 (2016) 323–333. doi:10.1016/j.measurement.2015.12.032.
- [126] DSMA Report, Overview of The Stagnation Pressure Control Strategy, 1985.
- [127] DSMA Report, Interim Analysis of Start-Up and Feedback Control of Blowing Pressure, 1984.
- [128] F.M. White, *Fluid Mechanics*, McGraw-Hill, New York, 2002.
- [129] R.W. Fox, A.T. McDonald, P.J. Pritchard, *Introduction to Fluid Mechanics*, 6th ed., John Wiley & Sons, New York, NY, 2002.
- [130] Mathworks, Introduction to Simulink, Matlab Simulink User's Guid. R2014b. (2014) 1–69. doi:10.2514/5.9781600861628.0175.0208.
- [131] A.K. Tyagi, *MATLAB and Simulink for Engineers*, Oxford University Press, 2012.
- [132] O.A. Yakimenko, *Engineering Computations and Modeling in MATLAB / Simulink*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011.
- [133] L.F. Shampine, M.W. Reichelt, The MATLAB ODE Suite, *SIAM J. Sci. Comput.* 18 (1997) 1–22. doi:10.1137/S1064827594276424.
- [134] J.C. Butcher, G. Wanner, Runge-Kutta methods: some historical notes, *Appl. Numer. Math.* 22 (1996) 113–151. doi:10.1016/S0168-9274(96)00048-7.
- [135] J.C. Butcher, *Numerical Methods for Ordinary Differential Equations*, 2nd ed., John Wiley & Sons, New York, NY, 2008.
- [136] A. Visioli, Practical PID control, *Int. J. Robust Nonlinear Control.* 19 (2006) 1076–1078. doi:10.1002/rnc.1369.
- [137] K.H. Ang, G. Chong, Y. Li, PID control system analysis, design, and technology, *IEEE Trans. Control Syst. Technol.* 13 (2005) 559–576. doi:10.1109/TCST.2005.847331.
- [138] K.J. Åström, T. Hägglund, The future of PID control, *Control Eng. Pract.* 9 (2001) 1163–1175. doi:10.1016/S0967-0661(01)00062-4.
- [139] S. Skogestad, Probably the best simple PID tuning rules in the world, *J. Process Control.* xx (2001) 1–27.

- [140] S. Skogestad, Simple analytic rules for model reduction and PID controller tuning, *Model. Identif. Control.* 25 (2004) 85–120. doi:10.1016/S0959-1524(02)00062-8.
- [141] Y. Lee, M. Skliar, M. Lee, Analytical method of PID controller design for parallel cascade control, *J. Process Control.* 16 (2006) 809–818. doi:10.1016/j.jprocont.2006.03.002.
- [142] I. Kaya, N. Tan, D.P. Atherton, Improved cascade control structure for enhanced performance, *J. Process Control.* 17 (2007) 3–16. doi:10.1016/j.jprocont.2006.08.008.
- [143] M. Xu, S. Li, W. Cai, Cascade generalized predictive control strategy for boiler drum level, *ISA Trans.* 44 (2005) 399–411. doi:10.1016/S0019-0578(07)60212-2.
- [144] A.S. Lakshmi, B. Naveenkumar, A.B. Ganesh, N. Bharathi, Experimental validation of PID based cascade control system through SCADA-PLC-OPC and internet architectures, *Measurement.* 45 (2012) 643–649. doi:10.1016/j.measurement.2012.01.005.
- [145] J.F. Smuts, *Process Control for Practitioners*, OptiControls Inc., US, 2011.
- [146] B. Ilić, M. Milosavljević, J. Isaković, M. Miloš, Stagnation Pressure Transient Control in a Supersonic Blowdown Wind Tunnel Test Facility, *Mater. Today Proc.* 3 (2016) 987–992. doi:10.1016/j.matpr.2016.03.034.
- [147] J.E.E. Bobrow, K. Lum, Adaptive, high bandwidth control of a hydraulic actuator, *J. Dyn. Syst. Meas. Control.* 118 (1996) 714–720. doi:10.1109/ACC.1995.529210.
- [148] O. Gomis-Bellmunt, F. Campanile, S. Galceran-Arellano, D. Montesinos-Miracle, J. Rull-Duran, Hydraulic actuator modeling for optimization of mechatronic and adaptronic systems, *Mechatronics.* 18 (2008) 634–640. doi:10.1016/j.mechatronics.2008.05.010.
- [149] N. Ishak, M. Tajjudin, R. Adnan, H. Ismail, Y.M. Sam, Real-time application of self-tuning PID in electro-hydraulic actuator, in: *Proc. - 2011 IEEE Int. Conf. Control Syst. Comput. Eng. ICCSCE 2011*, 2011: pp. 364–368. doi:10.1109/ICCSCE.2011.6190553.
- [150] T.G. Ling, M.F. Rahmat, A.R. Husain, System identification of electro-hydraulic actuator system using ANFIS approach, *J. Teknol. (Sciences Eng.* 67 (2014) 41–47. doi:10.11113/jt.v67.2841.
- [151] Y. Qian, G. Ou, A. Maghareh, S.J. Dyke, Parametric identification of a servo-hydraulic actuator for real-time hybrid simulation, *Mech. Syst. Signal Process.* 48 (2014) 260–273. doi:10.1016/j.ymssp.2014.03.001.
- [152] J.G. Ziegler, N.B. Nichols, Optimum Settings for Automatic Controllers, *Trans. ASME.* 64 (1942) 759–768. doi:10.1115/1.2899060.
- [153] G.H. Cohen, G.A. Coon, Theoretical Consideration of Retarded Control, *Trans. ASME.* 75 (1953) 827–834.
- [154] S. Attaway, *Matlab*, 2013. doi:10.1016/B978-0-12-405876-7.00014-6.
- [155] D.N. Godbole, *Hierarchical Hybrid Control of Automated Highway Systems*, 1994.
- [156] A. Nerode, W. Kohn, *Models for Hybrid Systems: Automata, Topologies, Controllability, Observability*, in: *Hybrid Syst.*, Springer-Verlag, New York, NY, 1993: pp. 317–356.
- [157] M. Gillies, Learning finite-state machine controllers from motion capture data, *IEEE Trans. Comput. Intell. AI Games.* 1 (2009) 63–72. doi:10.1109/TCIAIG.2009.2019630.
- [158] S. Yang, A. Kavčić, S. Tatikonda, Feedback capacity of finite-state machine channels, *IEEE Trans. Inf. Theory.* 51 (2005) 799–810. doi:10.1109/TIT.2004.842626.
- [159] N.J. Schouten, M.A. Salman, N.A. Kheir, Fuzzy logic control for parallel hybrid vehicles, *Control Syst. Technol. IEEE Trans.* 10 (2002) 460–468. doi:10.1109/87.998036.
- [160] L. Suganthi, S. Iniyan, A.A. Samuel, Applications of fuzzy logic in renewable energy systems - A review, *Renew. Sustain. Energy Rev.* 48 (2015) 585–607. doi:10.1016/j.rser.2015.04.037.
- [161] T. Murata, Petri nets: properties, analysis and applications, *Proc. IEEE.* 77 (1989) 541–580. doi:10.1109/5.24143.
- [162] R. Küffner, T. Petri, L. Windhager, R. Zimmer, Petri nets with fuzzy logic (PNFL): Reverse engineering and parametrization, *PLoS One.* 5 (2010) 1–10. doi:10.1371/journal.pone.0012807.
- [163] K.J. Åström, T.J. McAvoy, *Intelligent control*, 1992. doi:10.1016/0959-1524(92)85001-D.
- [164] P.A. Ioannou, C.C. Chien, Autonomous Intelligent Cruise Control, *IEEE Trans. Veh. Technol.* 42 (1993) 657–672. doi:10.1109/25.260745.

- [165] M. Wiering, A. Koopman, Intelligent Traffic Light Control, *Transp. Res.* 53 (2004) 40–41.
- [166] K.J. Åström, J.J. Anton, K.E. Årzén, Expert control, *Automatica*. 22 (1986) 277–286. doi:10.1016/0005-1098(86)90026-9.
- [167] D.A. Linkens, M. Chen, Expert control systems - Concepts, characteristics and issues, *Eng. Appl. Artif. Intell.* 8 (1995) 413–421. doi:10.1016/0952-1976(95)00020-2.
- [168] N. Mahmoudian, C. Woolsey, Underwater glider motion control, in: *Proc. IEEE Conf. Decis. Control*, 2008: pp. 552–557. doi:10.1109/CDC.2008.4739432.
- [169] K. Ohnishi, M. Shibata, T. Murakami, I. Paper, Motion control for advanced mechatronics, *IEEE/ASME Trans. Mechatronics*. 1 (1996) 56–67. doi:10.1109/3516.491410.
- [170] P. Varaiya, Smart Cars on Smart Roads: Problems of Control, *IEEE Transactions Autom. Control*. AC-38 (1993) 195–207. doi:10.1109/9.250509.
- [171] M. Samardžić, Z. Anastasijević, D. Marinkovski, B. Ilić, D. Damljanović, Z. Rajić, et al., Measurement of stability derivatives in yaw using the forced oscillatory technique, in: *5th Int. Sci. Conf. Defensive Technol. OTEH 2012*, Belgrade, 2012: pp. 26–30.
- [172] B. Ilić, Đ. Vuković, M. Milosavljević, A LabVIEW Based Video Acquisition and Recording System in the T-38 Trisonic Wind Tunnel, in: *3rd Int. Sci. Conf. Defensive Technol. OTEH 2009*, Belgrade, 2009: pp. 1–6.
- [173] I. Bell, The Future of Control [Programmable Automation Controllers], *Manuf. Eng.* 84 (2005) 36–39. doi:10.1049/me:20050406.
- [174] I. Kuon, R. Tessier, J. Rose, FPGA Architecture: Survey and Challenges, *Found. Trends@ Electron. Des. Autom.* 2 (2007) 135–253. doi:10.1561/10000000005.
- [175] Ni LabVIEW for CompactRIO Developer's Guide, (2014). www.ni.com (accessed June 19, 2016).

ПРИЛОЗИ

Прилог 1

Губитак притиска у комори умирења

У анализи обављеној у одељку 5.2.2 детаљно су приказани резултати прорачуна притиска у управљачком вентилу и губитка притиска услед експанзије у комори умирења за 4 експеримента на два Махова броја. У овом прилогу су дати резултати прорачуна за преосталих 18 експеримената на девет Махових бројева. Прорачун је дат у табеларном облику (Табела П1-1 - Табела П1-9), а притисак у управљачком вентилу и губитак притиска на дијаграмима (Слика П1-1 - Слика П1-9).

Табела П1-1. Прорачун коефицијента губитка притиска за Махов број 1.75

Жељени параметри струјања у експерименту: $M_{ts} = 1.75$; $p_{0d} = 0.25$ МПа										
Експериментални подаци				Резултати прорачуна						
M_{ts}	p_{st} [МПа]	p_0 [МПа]	X_{cv} [m]	p_0/p_{st}	A_{nz} [m ²]	A_{cv} [m ²]	F	p_{cv} [МПа]	p_{cv}/p_{st}	K
1.75	1.2276	0.2503	0.1502	0.2039	1.6228	0.3650	0.2346	0.3984	0.3245	1.18
	1.0897	0.2503	0.1609	0.2297		0.4116	0.2344	0.3524	0.3234	1.14
	0.9391	0.2503	0.1746	0.2665		0.4761	0.2351	0.3067	0.3266	1.09
	0.7615	0.2501	0.1979	0.3284		0.5951	0.2318	0.5625	0.7387	2.57
	0.6597	0.2501	0.2174	0.3791		0.6997	0.2276	0.4976	0.7543	2.53
Жељени параметри струјања у експерименту: $M_{ts} = 1.75$; $p_{0d} = 0.50$ МПа										
Експериментални подаци				Резултати прорачуна						
M_{ts}	p_{st} [МПа]	p_0 [МПа]	X_{cv} [m]	p_0/p_{st}	A_{nz} [m ²]	A_{cv} [m ²]	F	p_{cv} [МПа]	p_{cv}/p_{st}	K
1.75	1.3079	0.4998	0.2200	0.3821	1.6228	0.7136	0.2249	0.9971	0.7624	2.60
	1.1514	0.4998	0.2416	0.4341		0.8304	0.2195	0.8973	0.7793	2.56
	1.0049	0.5000	0.2732	0.4976		0.9952	0.2100	0.8091	0.8052	2.58
	0.9322	0.5000	0.2967	0.5364		1.1082	0.2033	0.7656	0.8213	2.59
	0.8274	0.4982	0.3489	0.6021		1.3269	0.1906	0.7019	0.8483	2.62

Табела П1-2. Прорачун коефицијента губитка притиска за Махов број 2.00

Жељени параметри струјања у експерименту: $M_{ts} = 2.00$; $p_{0d} = 0.25$ МПа											
Експериментални подаци				Резултати прорачуна							
M_{ts}	p_{st} [МПа]	p_0 [МПа]	X_{cv} [m]	p_0/p_{st}	A_{nz} [m ²]	A_{cv} [m ²]	F	p_{cv} [МПа]	p_{cv}/p_{st}	K	
2.00	1.3364	0.2501	0.1242	0.1871	1.3333	0.2681	0.2409	0.4711	0.3525	1.26	
	1.1789	0.2501	0.1354	0.2121		0.3067	0.2387	0.4035	0.3423	1.20	
	1.0274	0.2504	0.1474	0.2437		0.3534	0.2380	0.3478	0.3385	1.14	
	0.8835	0.2504	0.1616	0.2834		0.4148	0.2358	0.2908	0.3291	1.07	
	0.7590	0.2501	0.1760	0.3295		0.4830	0.2354	0.5505	0.7253	2.44	
Жељени параметри струјања у експерименту: $M_{ts} = 2.00$; $p_{0d} = 0.60$ МПа											
Експериментални подаци				Резултати прорачуна							
M_{ts}	p_{st} [МПа]	p_0 [МПа]	X_{cv} [m]	p_0/p_{st}	A_{nz} [m ²]	A_{cv} [m ²]	F	p_{cv} [МПа]	p_{cv}/p_{st}	K	
2.00	1.3264	0.5999	0.2171	0.4523	1.3333	0.6984	0.2235	1.0176	0.7672	2.35	
	1.1752	0.6004	0.2394	0.5109		0.8187	0.2153	0.9295	0.7909	2.34	
	1.0295	0.6007	0.2744	0.5835		1.0007	0.2012	0.8502	0.8258	2.39	
	0.8902	0.5985	0.3432	0.6723		1.3050	0.1778	0.7760	0.8717	2.55	
	0.7773	0.5964	0.4681	0.7673		1.7249	0.1535	0.7062	0.9085	2.54	

Табела П1-3. Прорачун коефицијента губитка притиска за Махов број 2.25

Жељени параметри струјања у експерименту: $M_{ts} = 2.25$; $p_{0d} = 0.30$ МПа											
Експериментални подаци				Резултати прорачуна							
M_{ts}	p_{st} [МПа]	p_0 [МПа]	X_{cv} [m]	p_0/p_{st}	A_{nz} [m ²]	A_{cv} [m ²]	F	p_{cv} [МПа]	p_{cv}/p_{st}	K	
2.25	1.2746	0.3002	0.1244	0.2355	1.0733	0.2687	0.2435	0.4651	0.3645	1.20	
	0.9797	0.3005	0.1472	0.3067		0.3528	0.2415	0.3476	0.3548	1.07	
	0.7084	0.3011	0.1802	0.4250		0.5040	0.2342	0.5170	0.7298	2.13	
	0.5822	0.3007	0.2052	0.5165		0.6339	0.2263	0.4413	0.7580	2.00	
	0.3744	0.2990	0.3847	0.7986		1.4569	0.1513	0.3408	0.9103	2.24	
Жељени параметри струјања у експерименту: $M_{ts} = 2.25$; $p_{0d} = 0.70$ МПа											
Експериментални подаци				Резултати прорачуна							
M_{ts}	p_{st} [МПа]	p_0 [МПа]	X_{cv} [m]	p_0/p_{st}	A_{nz} [m ²]	A_{cv} [m ²]	F	p_{cv} [МПа]	p_{cv}/p_{st}	K	
2.25	1.3592	0.7008	0.2072	0.5156	1.0733	0.6447	0.2221	1.0483	0.7713	2.12	
	1.2181	0.7017	0.2256	0.5761		0.7444	0.2150	0.9647	0.7920	2.04	
	1.0838	0.6997	0.2521	0.6456		0.8864	0.2023	0.8923	0.8233	2.01	
	0.9526	0.7012	0.3109	0.7361		1.1719	0.1745	0.8358	0.8774	2.15	
	0.8464	0.6978	0.4260	0.8244		1.5964	0.1434	0.7798	0.9213	2.23	

Табела П1-4. Прорачун коефицијента губитка притиска за Махов број 2.50

Жељени параметри струјања у експерименту: $M_{ts} = 2.50$; $p_{0d} = 0.35$ МПа										
Експериментални подаци				Резултати прорачуна						
M_{ts}	p_{st} [МПа]	p_0 [МПа]	X_{cv} [m]	p_0/p_{st}	A_{nz} [m ²]	A_{cv} [m ²]	F	p_{cv} [МПа]	p_{cv}/p_{st}	K
2.50	1.0655	0.3498	0.1342	0.3283	0.8533	0.3024	0.2398	0.3695	0.3468	1.03
	0.9001	0.3499	0.1493	0.3887		0.3614	0.2375	0.6450	0.7166	2.16
	0.7431	0.3500	0.1675	0.4710		0.4422	0.2352	0.5395	0.7260	1.93
	0.5464	0.3497	0.2117	0.6400		0.6687	0.2114	0.4379	0.8014	1.81
	0.4017	0.3486	0.4022	0.8678		1.5168	0.1264	0.3777	0.9403	2.21
Жељени параметри струјања у експерименту: $M_{ts} = 2.50$; $p_{0d} = 0.80$ МПа										
Експериментални подаци				Резултати прорачуна						
M_{ts}	p_{st} [МПа]	p_0 [МПа]	X_{cv} [m]	p_0/p_{st}	A_{nz} [m ²]	A_{cv} [m ²]	F	p_{cv} [МПа]	p_{cv}/p_{st}	K
2.50	1.4036	0.7987	0.1921	0.5690	0.8533	0.5648	0.2225	1.0810	0.7702	1.88
	1.2716	0.8011	0.2076	0.6300		0.6470	0.2150	1.0067	0.7917	1.78
	1.1480	0.8000	0.2339	0.6969		0.7890	0.1951	0.9633	0.8391	1.88
	1.0256	0.7998	0.2826	0.7799		1.0415	0.1654	0.9146	0.8918	2.03
	0.8967	0.7967	0.4576	0.8885		1.6954	0.1157	0.8523	0.9505	2.25

Табела П1-5. Прорачун коефицијента губитка притиска за Махов број 2.75

Жељени параметри струјања у експерименту: $M_{ts} = 2.75$; $p_{0d} = 0.40$ МПа										
Експериментални подаци				Резултати прорачуна						
M_{ts}	p_{st} [МПа]	p_0 [МПа]	X_{cv} [m]	p_0/p_{st}	A_{nz} [m ²]	A_{cv} [m ²]	F	p_{cv} [МПа]	p_{cv}/p_{st}	K
2.75	1.1854	0.3996	0.1155	0.3371	0.6741	0.2412	0.2439	0.4351	0.3670	1.05
	1.0310	0.3006	0.1275	0.3886		0.2790	0.2429	0.7134	0.6920	1.98
	0.8842	0.4003	0.1415	0.4527		0.3298	0.2395	0.6260	0.7080	1.87
	0.6992	0.4007	0.1653	0.5731		0.4319	0.2315	0.5175	0.7401	1.64
	0.4844	0.4003	0.2592	0.8264		0.9234	0.1561	0.4384	0.9050	1.82
Жељени параметри струјања у експерименту: $M_{ts} = 2.75$; $p_{0d} = 0.90$ МПа										
Експериментални подаци				Резултати прорачуна						
M_{ts}	p_{st} [МПа]	p_0 [МПа]	X_{cv} [m]	p_0/p_{st}	A_{nz} [m ²]	A_{cv} [m ²]	F	p_{cv} [МПа]	p_{cv}/p_{st}	K
2.75	1.3119	0.9014	0.1920	0.6871	0.6741	0.5644	0.2124	1.0478	0.7987	1.55
	1.1990	0.8995	0.2144	0.7502		0.6835	0.1915	1.0148	0.8464	1.63
	1.0882	0.9004	0.2623	0.8274		0.9396	0.1536	0.9885	0.9084	1.88
	1.0334	0.9003	0.3096	0.8712		1.1662	0.1303	0.9675	0.9362	2.02
	0.9813	0.8913	0.3422	0.9083		1.3013	0.1218	0.9272	0.9449	1.66

Табела П1-6. Прорачун коефицијента губитка притиска за Махов број 3.25

Жељени параметри струјања у експерименту: $M_{ts} = 3.25$; $p_{0d} = 0.70$ МПа										
Експериментални подаци				Резултати прорачуна						
M_{ts}	p_{st} [МПа]	p_0 [МПа]	X_{cv} [m]	p_0/p_{st}	A_{nz} [m ²]	A_{cv} [m ²]	F	p_{cv} [МПа]	p_{cv}/p_{st}	K
3.25	1.3561	0.7003	0.1159	0.5164	0.4191	0.2424	0.2311	1.0059	0.7418	1.87
	1.2158	0.7002	0.1243	0.5759		0.2682	0.2329	0.8939	0.7352	1.60
	1.0808	0.7000	0.1372	0.6477		0.3135	0.2241	0.8272	0.7654	1.50
	0.9524	0.7010	0.1549	0.7360		0.3850	0.2073	0.7729	0.8115	1.40
	0.8530	0.7021	0.1788	0.8231		0.4969	0.1796	0.7409	0.8686	1.35
Жељени параметри струјања у експерименту: $M_{ts} = 3.25$; $p_{0d} = 1.10$ МПа										
Експериментални подаци				Резултати прорачуна						
M_{ts}	p_{st} [МПа]	p_0 [МПа]	X_{cv} [m]	p_0/p_{st}	A_{nz} [m ²]	A_{cv} [m ²]	F	p_{cv} [МПа]	p_{cv}/p_{st}	K
3.25	1.5531	1.1024	0.1501	0.7098	0.4191	0.3648	0.2110	1.2461	0.8023	1.47
	1.4158	1.1011	0.1657	0.7777		0.4338	0.1944	1.1898	0.8404	1.39
	1.3065	1.1012	0.1853	0.8429		0.5299	0.1725	1.1505	0.8806	1.32
	1.2434	1.1014	0.2082	0.8858		0.6504	0.1477	1.1391	0.9161	1.36
	1.1817	1.1004	0.2640	0.9312		0.9486	0.1065	1.1326	0.9584	1.66

Табела П1-7. Прорачун коефицијента губитка притиска за Махов број 3.50

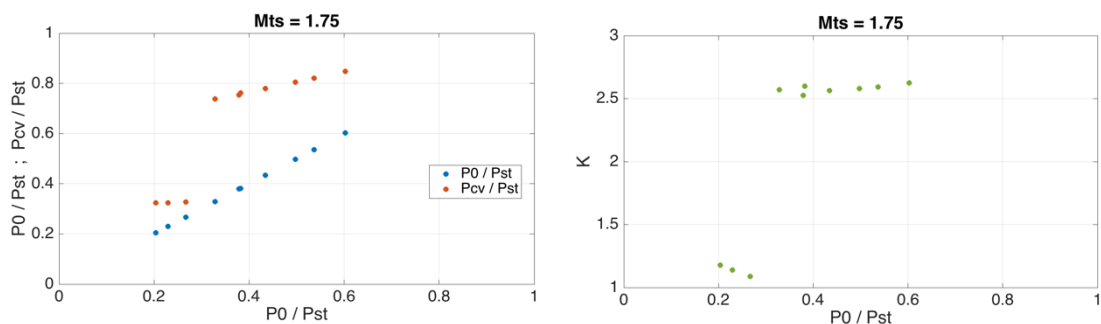
Жељени параметри струјања у експерименту: $M_{ts} = 3.50$; $p_{0d} = 0.90$ МПа										
Експериментални подаци				Резултати прорачуна						
M_{ts}	p_{st} [МПа]	p_0 [МПа]	X_{cv} [m]	p_0/p_{st}	A_{nz} [m ²]	A_{cv} [m ²]	F	p_{cv} [МПа]	p_{cv}/p_{st}	K
3.50	1.5078	0.9003	0.1118	0.5971	0.3314	0.2306	0.2221	1.1632	0.7715	1.76
	1.3935	0.8997	0.1164	0.6456		0.2440	0.2269	1.0536	0.7561	1.45
	1.3087	0.9003	0.1252	0.6879		0.2714	0.2174	1.0275	0.7851	1.45
	1.1520	0.9006	0.1405	0.7818		0.3261	0.2056	0.9559	0.8298	1.28
	1.0930	0.9008	0.1560	0.8242		0.3898	0.1813	0.9461	0.8656	1.31
Жељени параметри струјања у експерименту: $M_{ts} = 3.50$; $p_{0d} = 1.20$ МПа										
Експериментални подаци				Резултати прорачуна						
M_{ts}	p_{st} [МПа]	p_0 [МПа]	X_{cv} [m]	p_0/p_{st}	A_{nz} [m ²]	A_{cv} [m ²]	F	p_{cv} [МПа]	p_{cv}/p_{st}	K
3.50	1.5803	1.2031	0.1418	0.7613	0.3314	0.3308	0.1974	1.3184	0.8343	1.44
	1.4624	1.2010	0.1567	0.8213		0.3932	0.1791	1.2714	0.8694	1.37
	1.3871	1.2008	0.1705	0.8657		0.4567	0.1626	1.2427	0.8959	1.29
	1.2752	1.2014	0.2330	0.9421		0.7847	0.1030	1.2258	0.9613	1.49
	1.2132	1.1938	0.5000	0.9840		1.7882	0.0472	1.2037	0.9922	2.04

Табела П1-8. Прорачун коефицијента губитка притиска за Махов број 3.75

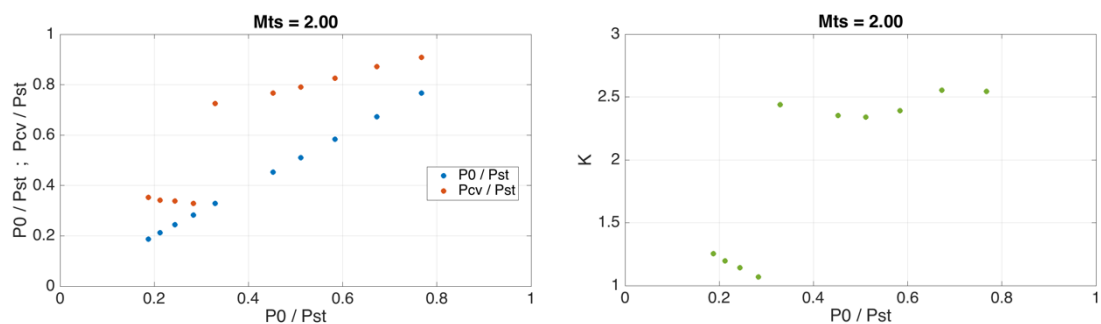
Жељени параметри струјања у експерименту: $M_{ts} = 3.75$; $p_{0d} = 1.10$ МПа										
Експериментални подаци				Резултати прорачуна						
M_{ts}	p_{st} [МПа]	p_0 [МПа]	X_{cv} [m]	p_0/p_{st}	A_{nz} [m ²]	A_{cv} [m ²]	F	p_{cv} [МПа]	p_{cv}/p_{st}	K
3.75	1.6259	1.0980	0.1074	0.6753	0.2631	0.2191	0.2099	1.3090	0.8051	1.67
	1.4764	1.1008	0.1186	0.7456		0.2504	0.2027	1.2141	0.8223	1.43
	1.3400	1.1010	0.1361	0.8216		0.3094	0.1808	1.1611	0.8665	1.34
	1.2077	1.1009	0.1716	0.9116		0.4618	0.1344	1.1253	0.9318	1.30
	1.1304	1.1006	0.2752	0.9736		1.0050	0.0660	1.1129	0.9845	1.70
Жељени параметри струјања у експерименту: $M_{ts} = 3.75$; $p_{0d} = 1.30$ МПа										
Експериментални подаци				Резултати прорачуна						
M_{ts}	p_{st} [МПа]	p_0 [МПа]	X_{cv} [m]	p_0/p_{st}	A_{nz} [m ²]	A_{cv} [m ²]	F	p_{cv} [МПа]	p_{cv}/p_{st}	K
3.75	1.5966	1.2991	0.1408	0.8137	0.2631	0.3270	0.1694	1.4138	0.8855	1.63
	1.5084	1.3013	0.1532	0.8627		0.3776	0.1556	1.3663	0.9058	1.46
	1.4401	1.3011	0.1683	0.9035		0.4460	0.1379	1.3362	0.9279	1.34
	1.3743	1.3014	0.2058	0.9470		0.6374	0.1012	1.3230	0.9627	1.42
	1.3106	1.2951	0.4952	0.9882		1.7821	0.0378	1.3040	0.9950	2.35

Табела П1-9. Прорачун коефицијента губитка притиска за Махов број 4.00

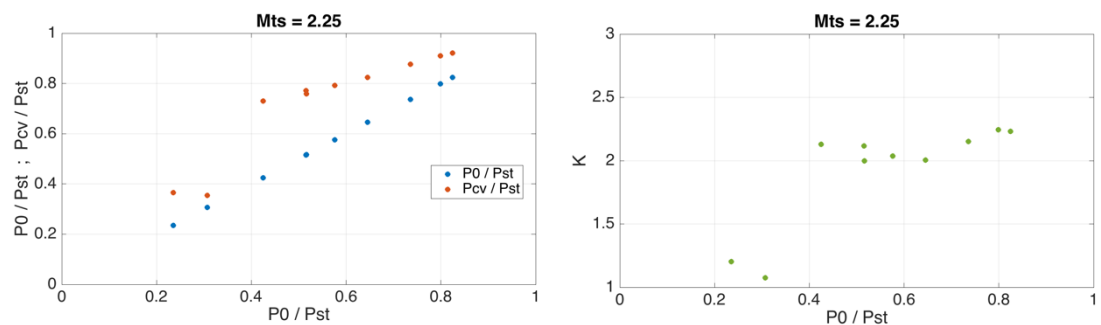
Жељени параметри струјања у експерименту: $M_{ts} = 4.00$; $p_{0d} = 1.30$ МПа										
Експериментални подаци				Резултати прорачуна						
M_{ts}	p_{st} [МПа]	p_0 [МПа]	X_{cv} [m]	p_0/p_{st}	A_{nz} [m ²]	A_{cv} [m ²]	F	p_{cv} [МПа]	p_{cv}/p_{st}	K
4.00	1.6572	1.3018	0.1149	0.7855	0.2099	0.2395	0.1782	1.4438	0.8712	1.67
	1.5740	1.2999	0.1232	0.8259		0.2649	0.1694	1.3841	0.8857	1.52
	1.4930	1.3010	0.1353	0.8714		0.3066	0.1544	1.3548	0.9074	1.40
	1.3882	1.3012	0.1708	0.9373		0.4581	0.1112	1.3252	0.9546	1.38
	1.3369	1.3009	0.2272	0.9730		0.7528	0.0702	1.3135	0.9825	1.54
Жељени параметри струјања у експерименту: $M_{ts} = 4.00$; $p_{0d} = 1.35$ МПа										
Експериментални подаци				Резултати прорачуна						
M_{ts}	p_{st} [МПа]	p_0 [МПа]	X_{cv} [m]	p_0/p_{st}	A_{nz} [m ²]	A_{cv} [m ²]	F	p_{cv} [МПа]	p_{cv}/p_{st}	K
4.00	1.7089	1.3498	0.1175	0.7899	0.2099	0.2472	0.1736	1.5019	0.8789	1.73
	1.6176	1.3516	0.1260	0.8356		0.2741	0.1656	1.4418	0.8913	1.51
	1.5318	1.3504	0.1405	0.8816		0.3260	0.1469	1.4048	0.9171	1.43
	1.4487	1.3513	0.1667	0.9328		0.4384	0.1156	1.3772	0.9506	1.36
	1.3676	1.3486	0.3230	0.9861		1.2236	0.0438	1.3584	0.9933	2.07



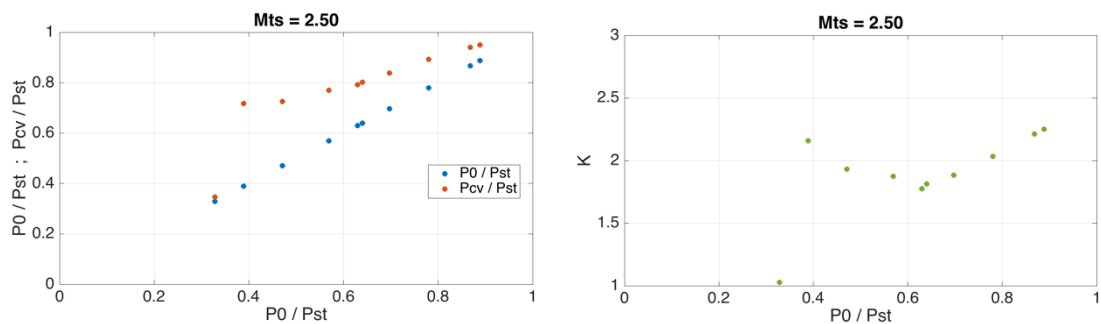
Слика П1-1. Притисак у управљачком вентилу и губитак притиска у комори умирења за Махов број 1.75



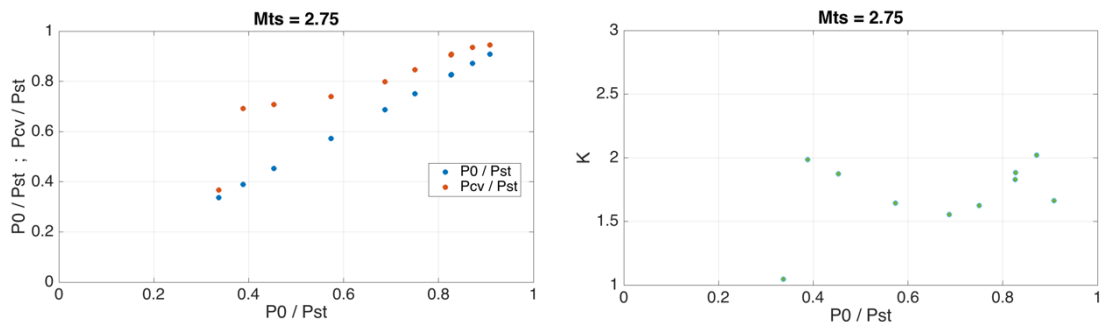
Слика П1-2. Притисак у управљачком вентилу и губитак притиска у комори умирења за Махов број 2.00



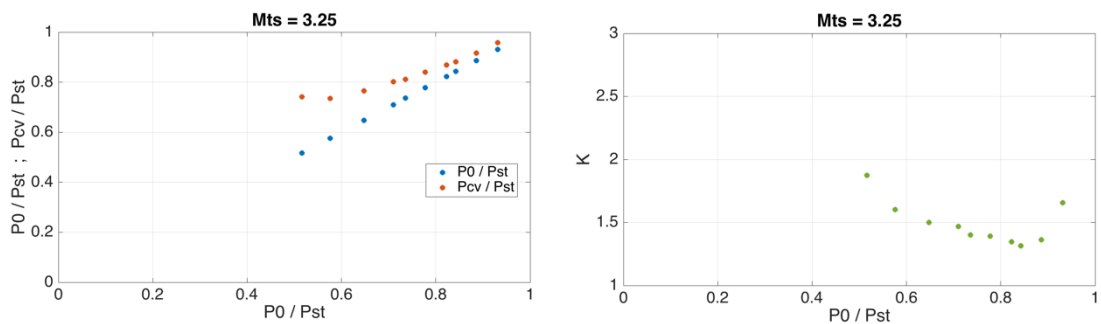
Слика П1-3. Притисак у управљачком вентилу и губитак притиска у комори умирења за Махов број 2.25



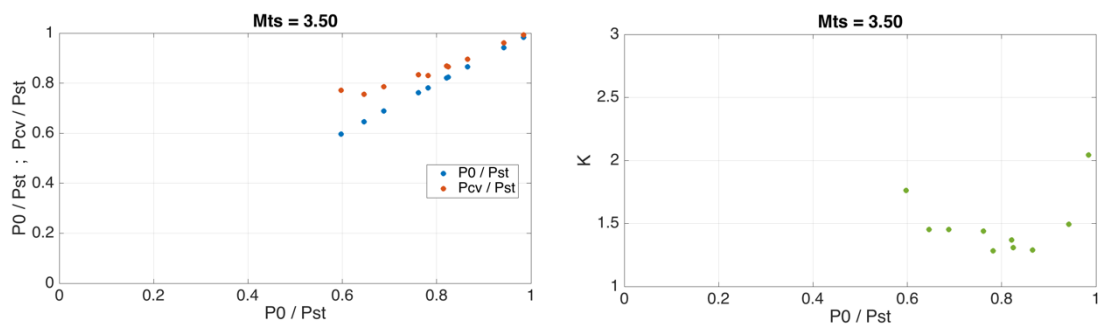
Слика П1-4. Притисак у управљачком вентилу и губитак притиска у комори умирења за Махов број 2.50



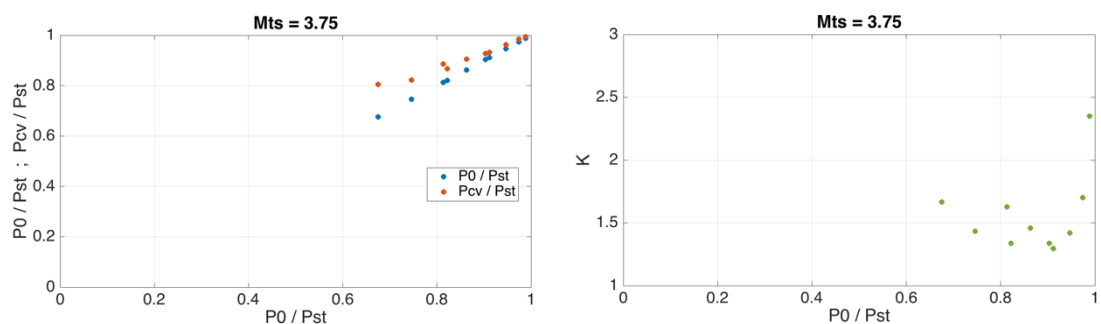
Слика П1-5. Притисак у управљачком вентилу и губитак притиска у комори умурења за Махов број 2.75



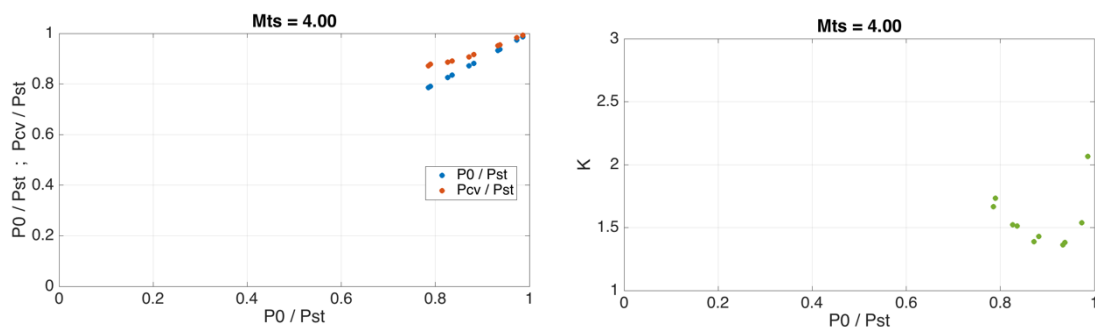
Слика П1-6. Притисак у управљачком вентилу и губитак притиска у комори умурења за Махов број 3.25



Слика П1-7. Притисак у управљачком вентилу и губитак притиска у комори умурења за Махов број 3.50



Слика П1-8. Притисак у управљачком вентилу и губитак притиска у комори умурења за Махов број 3.75

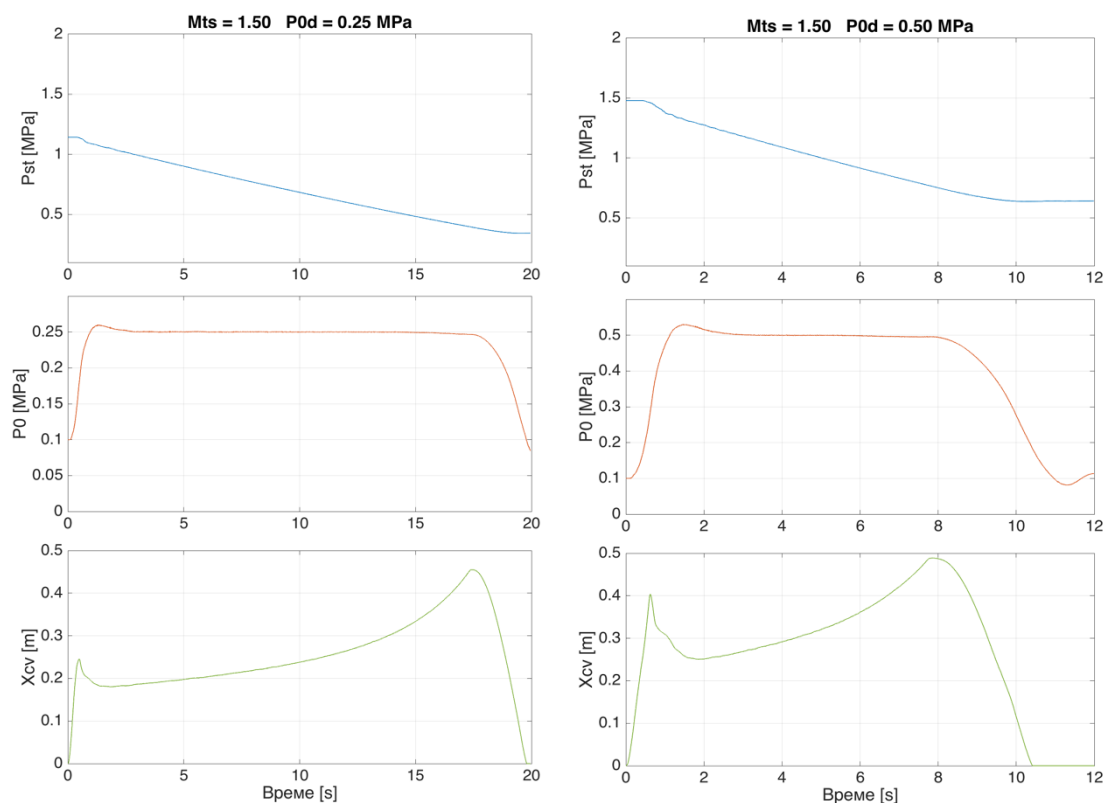


Слика П1-9. Притисак у управљачком вентилу и губитак притиска у комори умирења за Махов број 4.00

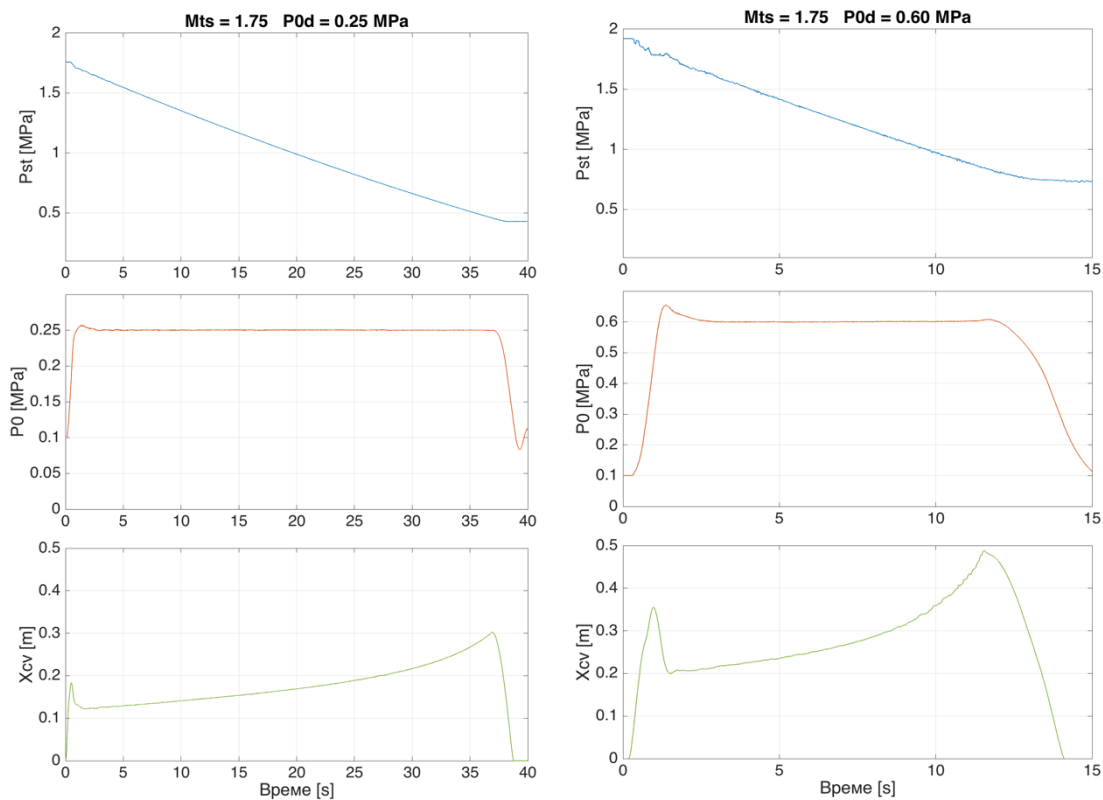
Прилог 2

Експериментални резултати

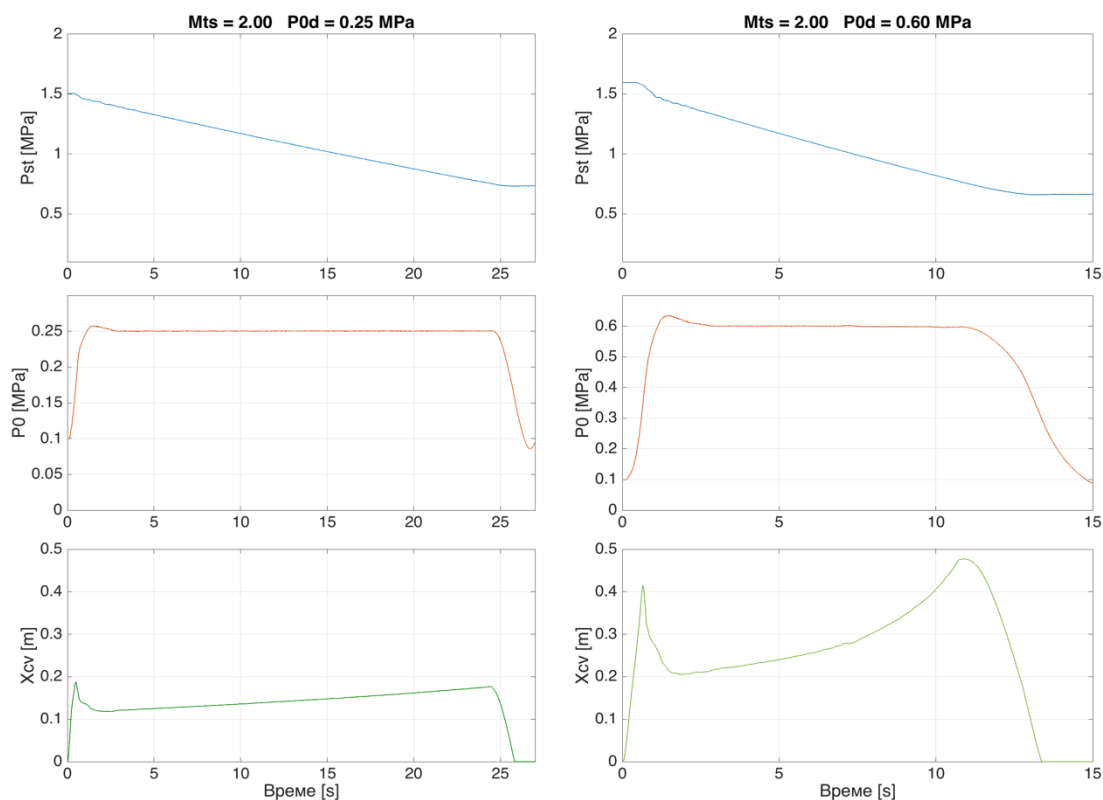
У поглављу 8 су анализирани експериментални резултати интеграције управљачког система аеротунела VTI Т-38. Овај прилог даје резултате 22 експеримента на 11 Махових бројева у којима је верификован систем управљања струјањем у аеротунелу VTI Т-38 (Слика П2-1 – Слика П2-11).



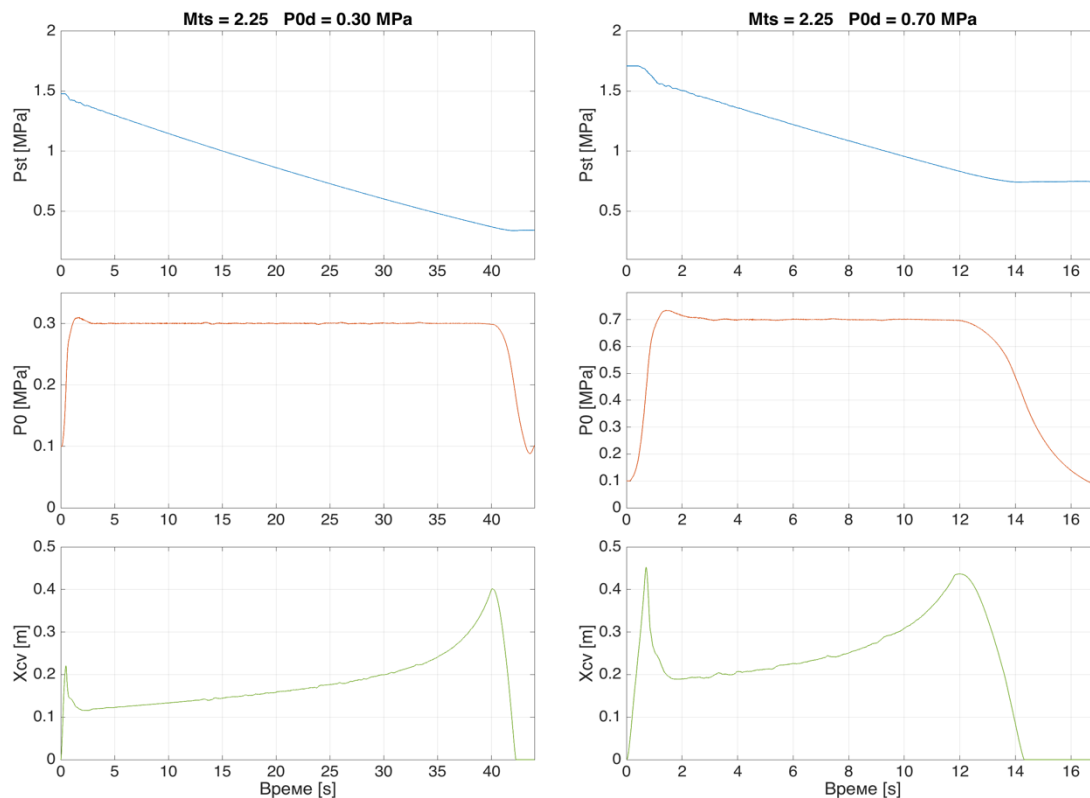
Слика П2-1. Резултати експеримента за Махов број 1.50 и притисак струјања 0.25 МПа (лево) и 0.50 МПа (десно)



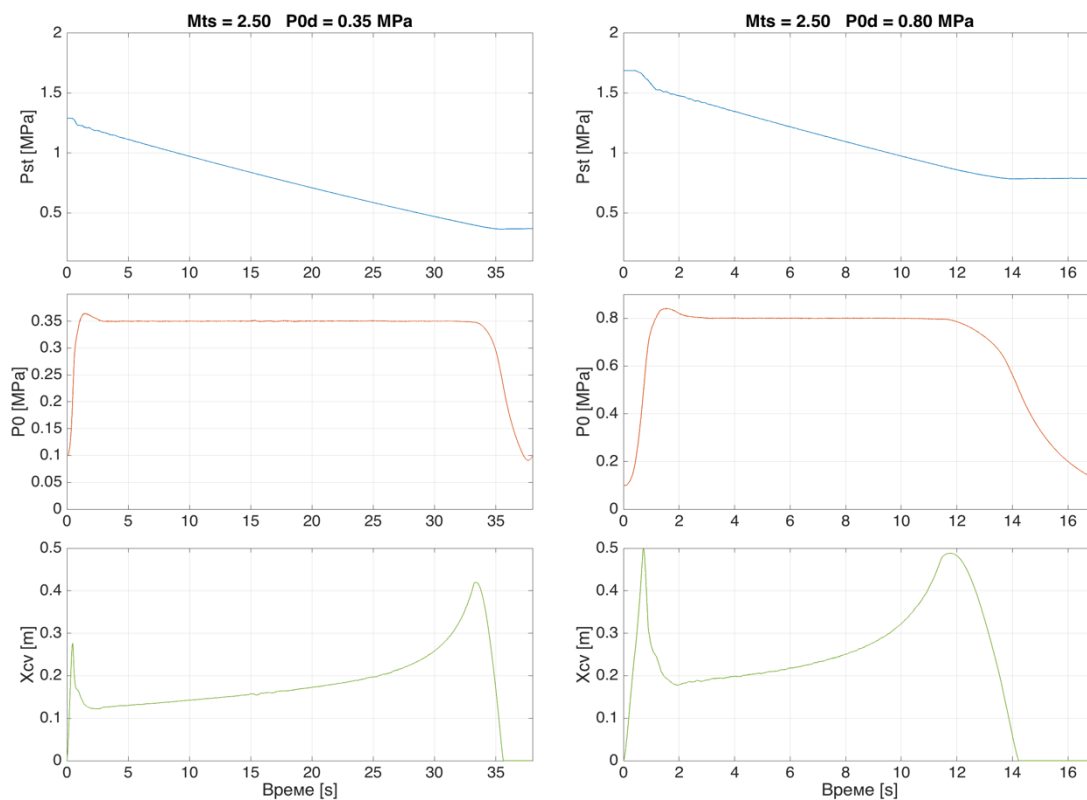
Слика П2-2. Резултати експеримента за Махов број 1.75 и притисак струјања 0.25 МПа (лево) и 0.60 МПа (десно)



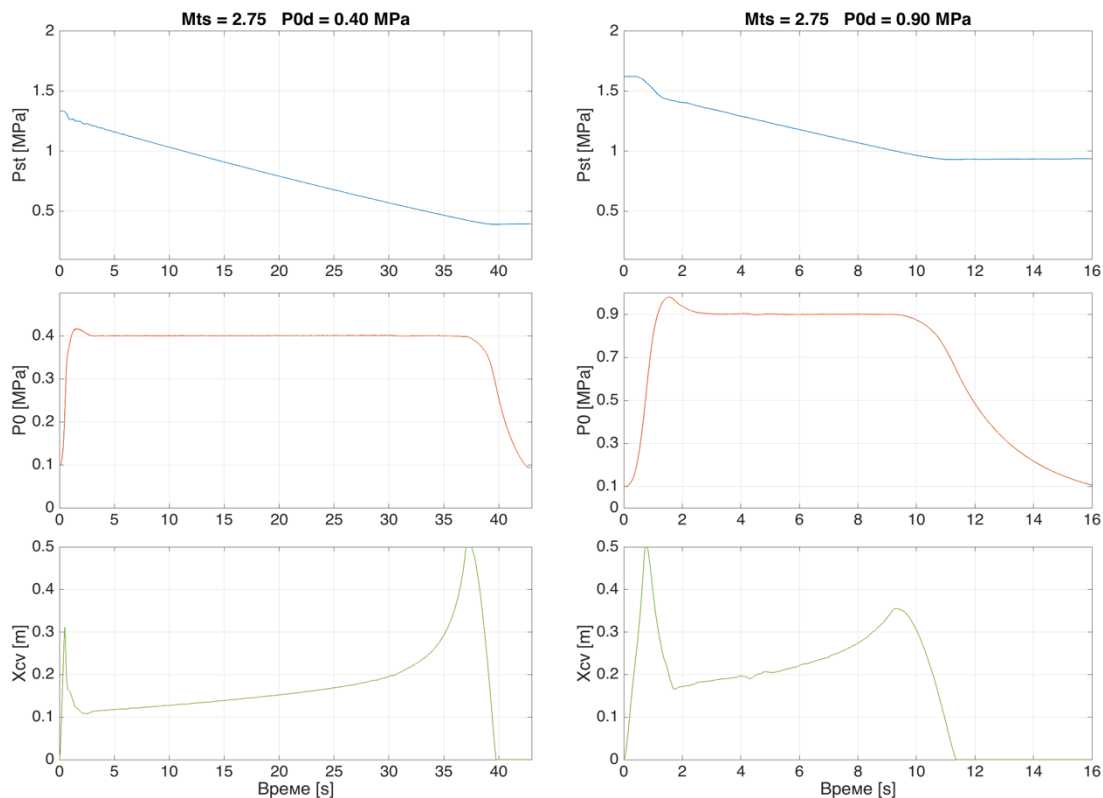
Слика П2-3. Резултати експеримента за Махов број 2.00 и притисак струјања 0.25 МПа (лево) и 0.60 МПа (десно)



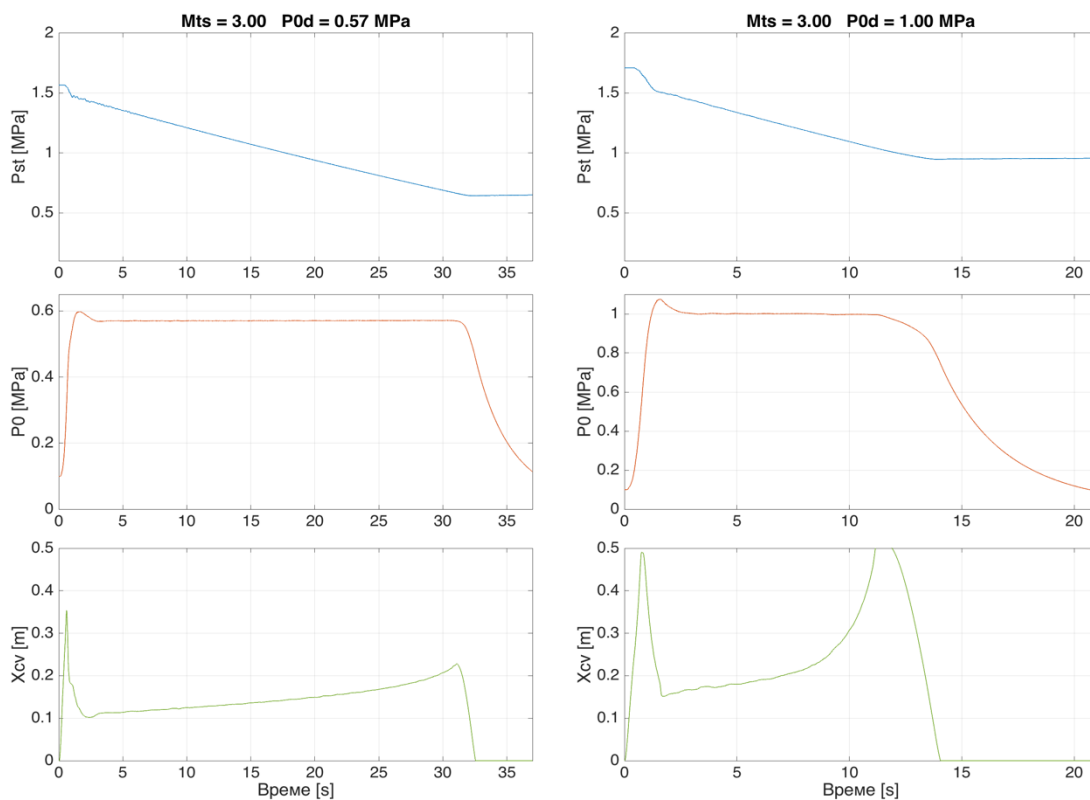
Слика П2-4. Резултати експеримента за Махов број 2.25 и притисак струјања 0.30 МПа (лево) и 0.70 МПа (десно)



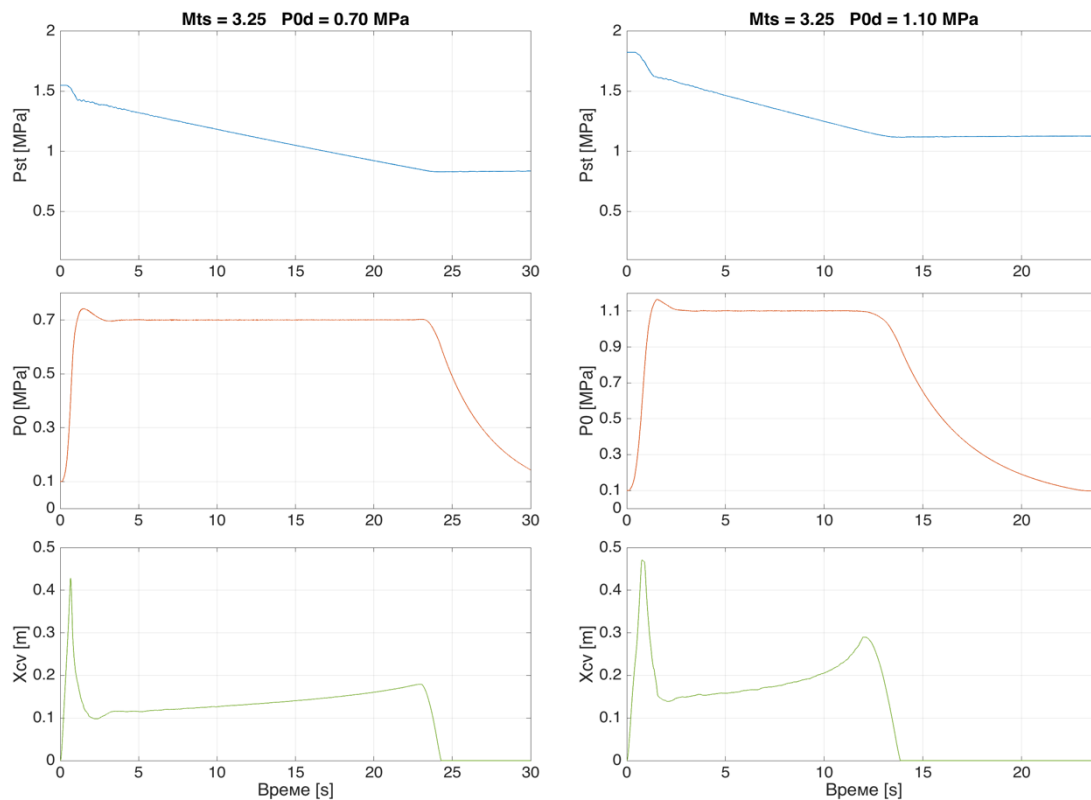
Слика П2-5. Резултати експеримента за Махов број 2.50 и притисак струјања 0.35 МПа (лево) и 0.80 МПа (десно)



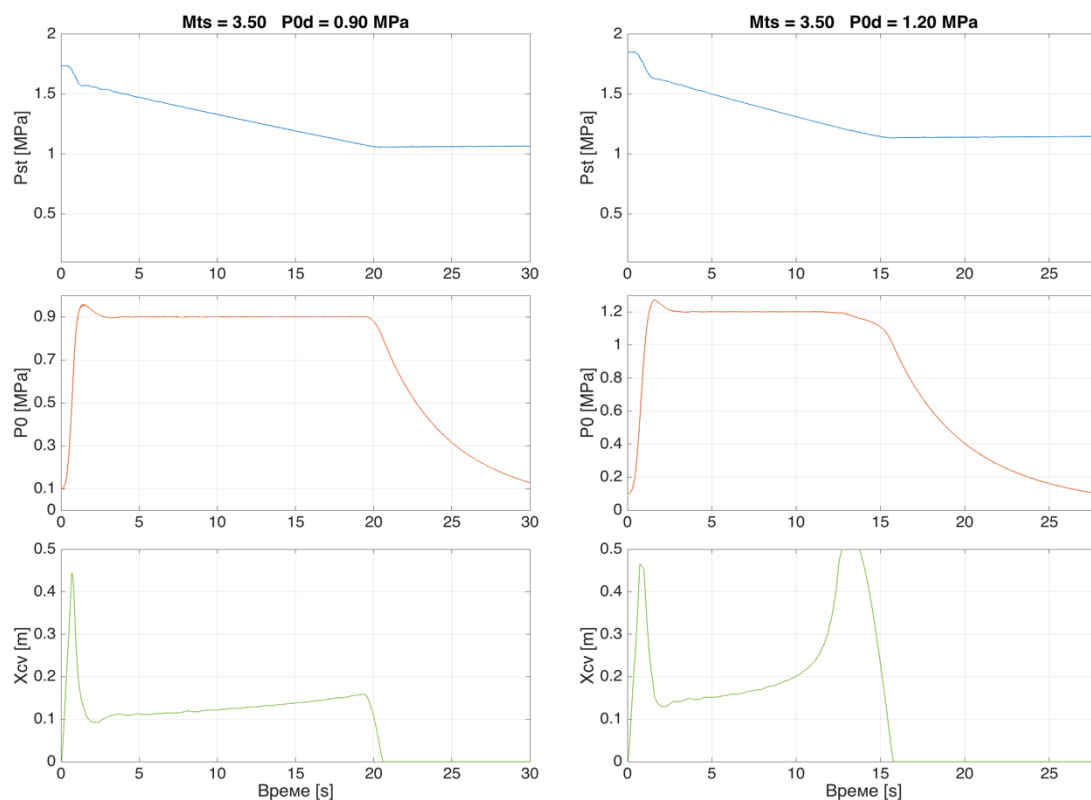
Слика П2-6. Резултати експеримента за Махов број 2.75 и притисак струјања 0.40 MPa (лево) и 0.90 MPa (десно)



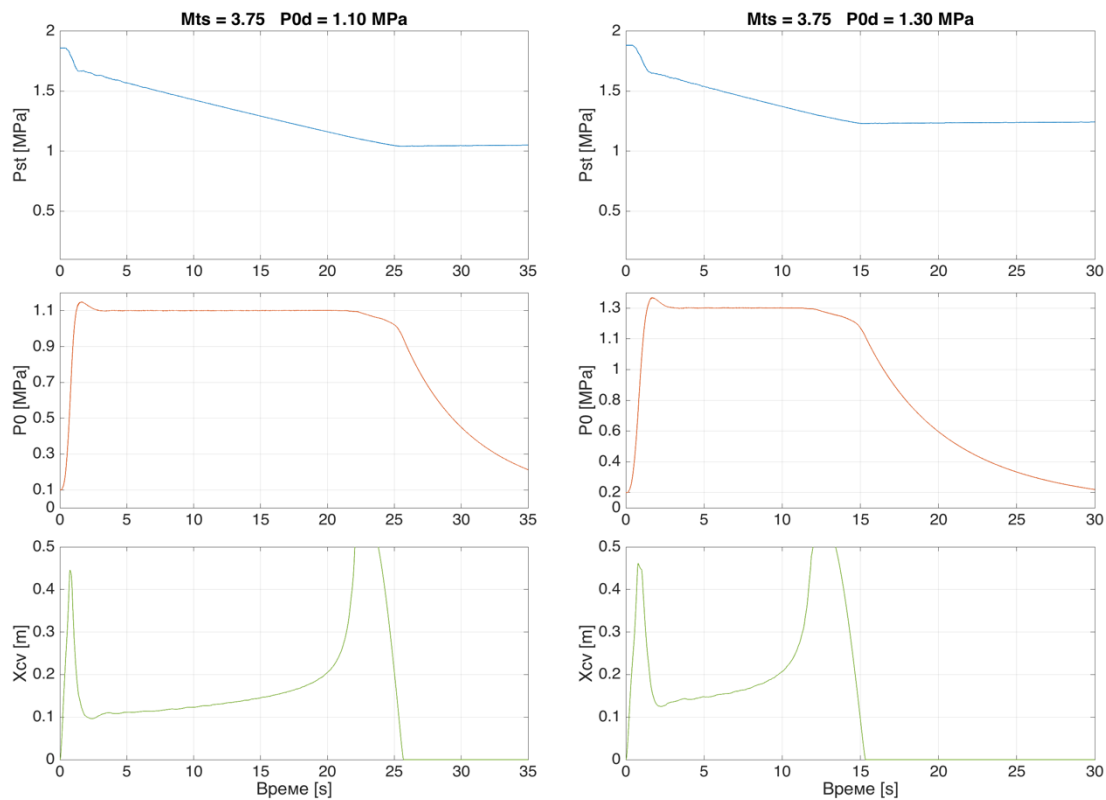
Слика П2-7. Резултати експеримента за Махов број 3.00 и притисак струјања 0.57 MPa (лево) и 1.00 MPa (десно)



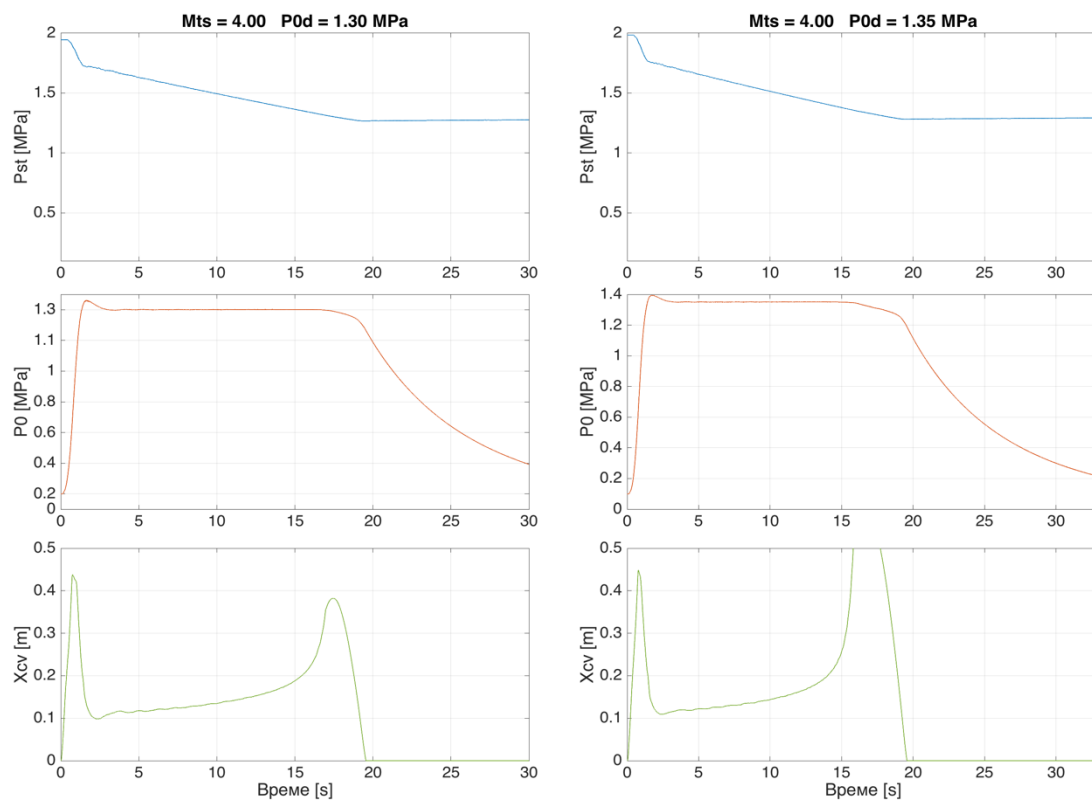
Слика П2-8. Резултати експеримента за Махов број 3.25 и притисак струјања 0.70 МПа (лево) и 1.10 МПа (десно)



Слика П2-9. Резултати експеримента за Махов број 3.50 и притисак струјања 0.90 МПа (лево) и 1.20 МПа (десно)



Слика П2-10. Резултати експеримената за Махов број 3.75 и притисак струјања 1.10 МПа (лево) и 1.30 МПа (десно)



Слика П2-11. Резултати експеримената за Махов број 4.00 и притисак струјања 1.30 МПа (лево) и 1.35 МПа (десно)

БИОГРАФИЈА АУТОРА

Биљана Г. Илић је рођена 23. марта 1974. године у Ужицу. Основну школу и гимназију је завршила у Ужицу, са одличним успехом. Студије Машинског факултета Универзитета у Београду уписала је 1993. године, као прва на листи. Дипломирала је 18.06.1999. године, на Катедри за ваздухопловство, са просечном оценом током студија 9.24, одбранивши дипломски рад из области управљања летелицама на тему “Нелинеаран модел кретања авиона у простору” са оценом 10. Докторске студије на Машинском факултету Универзитета у Београду уписала је 2010. године.

У Војнотехнички институт у Београду је примљена 2001. године на позицију истраживача сарадника у Одсеку аеротунела малих брзина Сектора за експерименталну аеродинамику. На позицију самосталног истраживача у Одсеку аеротунела великих брзина Сектора за експерименталну аеродинамику је постављена 2006. године, док је на позицију водећег истраживача изабрана 2009. године. Делокруг рада за који је задужена су управљачки системи аеротунела Сектора за експерименталну аеродинамику и вођење тимова задужених за исправност система и безбедан, ефикасан и неометан рад. Аутор је концепта модернизације аеротунела и водила је пројекте интеграције нових управљачких система у три аеротунела Војнотехничког института.

Учествовала је у више истраживачких задатака Министарства одбране Републике Србије у оквиру Војнотехничког института за потребе Војске Србије. Током професионалне каријере је била ангажована у више десетина сложених аеродинамичких испитивања у аеротунелима Војнотехничког института у оквиру уговора са домаћим и међународним клијентима. У више прилика је водила стручне курсеве Сектора за експерименталну аеродинамику за полазнике из иностранства у области експерименталне аеродинамике и техника мерења.

Аутор је и коаутор 32 интерна стручна извештаја у оквиру Војнотехничког института, 1 научно-техничке информације, 14 радова на међународним научно-стручним конференцијама, 7 радова у међународним научно-стручним часописима и 3 техничка решења. Говори, чита и пише енглески, руски и италијански језик.

Прилог 1.

Изјава о ауторству

Потписана Биљана Г. Илић

број индекса D63/10

Изјављујем

да је докторска дисертација под насловом

ХИБРИДНИ СИСТЕМ УПРАВЉАЊА СТРУЈАЊЕМ У АЕРОТУНЕЛИМА ВЕЛИКИХ БРЗИНА

- 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 кршила ауторска права и користила интелектуалну својину других лица.

Потпис докторанда

У Београду, 21.08.2017.

Прилог 2.

**Изјава о истоветности штампане и електронске
верзије докторског рада**

Име и презиме аутора	Биљана Г. Илић
Број индекса	D63/10
Студијски програм	Докторске академске студије
Наслов рада	ХИБРИДНИ СИСТЕМ УПРАВЉАЊА СТРУЈАЊЕМ У АЕРОТУНЕЛИМА ВЕЛИКИХ БРЗИНА
Ментори	проф. др Слободан Ступар проф. др Марко Милош

Потписана Биљана Г. Илић

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, 21.08.2017.

Прилог 3.

Изјава о коришћењу

Овлашћујем Универзитетску библиотеку „Светозар Марковић“ да у Дигитални репозиторијум Универзитета у Београду унесе моју докторску дисертацију под насловом:

ХИБРИДНИ СИСТЕМ УПРАВЉАЊА СТРУЈАЊЕМ У АЕРОТУНЕЛИМА ВЕЛИКИХ БРЗИНА

која је моје ауторско дело.

Дисертацију са свим прилозима предала 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, 21.08.2017.

1. Ауторство - Дозвољаваате умножавање, 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. Дозвољаваате умножавање, 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. Дозвољаваате умножавање, 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. Дозвољаваате умножавање, 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. Дозвољаваате умножавање, 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. Дозвољаваате умножавање, 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.
