

УНИВЕРЗИТЕТ У БЕОГРАДУ

МАШИНСКИ ФАКУЛТЕТ

Никола Ђ. Пекић

**САВРЕМЕНЕ МЕТОДЕ УПОТРЕБЕ
ЛЕТЕЛИЦА НОВЕ ГЕНЕРАЦИЈЕ ПРИ
ДЕЈСТВУ НА ПОКРЕТНЕ ЦИЉЕВЕ У
ВАЗДУХУ И НА ЗЕМЉИ**

докторска дисертација

Београд, 2013

UNIVERSITY OF BELGRADE
FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

Nikola Đ. Pekić

**ACTUAL METHODS OF APPLICATION
THE NEW GENERATION AIRCRAFT IN
THE COURSE OF ATTACKING MOVING
TARGETS IN THE AIR AND ON THE
GROUND**

Doctoral Dissertation

Belgrade, 2013

Комисија за преглед и одбрану:

Ментор: Др Слободан Ступар, редовни професор
Машински факултет Универзитета у Београду

Чланови комисије:

Др Златко Петровић, редовни професор
Машински факултет Универзитета у Београду

Др Иван Костић, ванредни професор
Машински факултет Универзитета у Београду

Др Слободан Гвозденовић, редовни професор
Саобраћајни факултет Универзитета у Београду

Датум одбране:

*Неизмерна захвалност супрузи Боби на несебично пруженој љубави,
подршци и пожртвовању.*

Савремене методе употребе летелица нове генерације при дејству на покретне циљеве у ваздуху и на земљи

Резиме

У овој дисертацији приказан је симулациони модел понашања летелице у прелазним режимима лета, односно модел разматраног система. У симулационом моделу примењен је комплетан модел кретања авиона као крутог тела са шест степени слободе. Примена комплетног модела кретања авиона је важна за прорачун динамике лета летелице и добијања оцене о њеним укупним маневарским карактеристикама. Такође, примена комплетног модела кретања авиона омогућава детерминисање аеродинамичких и инерционих сила које делују на летелицу, као и момената који се јављају на деловима структуре летелице у одређеним режимима лета или при маневрисању и могу се користити при пројектовању структуре летелице.

Управљање летелицом је сложен процес и пред пилота поставља бројне захтеве по питању комплексности задатака који се извршавају или које треба да изврши применом што једноставније технике пилотирања као и управљачких алгоритама који су лако применљиви на летелици, с тим да се добије поуздан систем управљања. Због оваквих захтева који су често опречни, проблематика управљања летелицом се још више усложњава, стога се на почетку пројектовања летелице спроводе правовремене анализе динамичких карактеристика система управљања и провере у симулационим условима на земљи (симулатори лета) и у лету на летелицама које су посебно опремљене за овакве намене.

У складу са већ реченим, у дисертацији, дата је анализа промена маневарских особина авиона при отклону вектора потиска мотора, као и приказ могућности побољшања вероватноће уништења земаљског циља нападом из обрушавања после борбеног заокрета. При том се кретање летелице посматрало у контексту остварених транслаторних убрзања у уздужном и нормалном правцу. Дата анализа побољшања перформанси лета борбеног авиона односи се

на терминалну фазу напада на земаљске циљеве, односно етапу обрушавања, на којој се остварује довођење авиона у почетне потребне услове за остваривање дејства. Анализа побољшања перформанси урађена је за две конфигурације авиона са вертикалним полетањем и слетањем и то: конфигурација са мешовитом погонском групом састављеном од узгонских и маршевских мотора и конфигурација са једним или два векторисана узгонско-потисна мотора. Такође, приказани су резултати симулације перформанси авиона са векторисаним потиском као и напредни модови управљања летом летелице са предлозима мера и поступака за сваку конкретну ситуацију/мод лета.

Такође, у дисертацији је извршена анализа недостатака постојећих борбених маневара и њихова ограничења при дејству по земаљским циљевима савременим авионима ловачко-бомбардерске авијације. Приказане су маневарске карактеристике авиона са отклоном вектора потиска мотора и њихово поређење са авионима без могућности векторисања потиска, са бројчаним резултатима за гранична летна испитивања. У складу са извршеним истраживањем и анализама дат је приказ карактеристика циљева на земљи који су најчешћи објект дејства ваздухоплова ловачко-бомбардерске авијације у зависности од примењених убојних средстава која су потребна за њихово уништење. Такође, у контексту разматране проблематике, дат је преглед средстава противваздухопловне одбране противника која се, данас, најчешће користе у реалним борбеним условима. Са аспекта пилота, обрађен је обједињени систем управљања наоружањем, који обједињује методе употребе невођених бомби и отварање ватре из топа по циљевима у ваздуху и на земљи, који се реализује у систему управљања летом и ватром, са разрађеним могућностима употребе вођеног и касетног наоружања на основу концепције управљања наоружањем „без скидања руке са палице и команде гаса“ при употреби наоружања у режимима ваздух-ваздух и ваздух-земља.

Предмет истраживања ове дисертације указао је на могућност и потребу развоја нових тактичких могућности/способности у циљу повећања ефективности борбене примене летелица нове генерације при дејству на

циљеве у ваздуху и покретне циљеве на земљи на основу максималног искоришћења летно-техничких карактеристика летелице.

Резултати истраживања, у оквирима ове дисертације, показали су да отклон вектора потиска мотора у лету омогућава авионима VTOL знатно побољшање карактеристика успоравања (смањења брзине), повећање нормалног оптерећења и угаоне брзине заокрета, као и побољшање њихових других маневарских способности.

Промена параметара кретања и управљања авионом са отклоном вектора потиска у току целог маневра је интензивније у поређењу са авионом без отклона вектора потиска. Поред тога, произилази неопходност прецизног управљања отклоном вектора потисне силе и режимом рада мотора. Карактер промене функција управљања (нападни угао, бочни нагиб авиона, потисак, угао закретања вектора потиска мотора) код авиона са отклоном вектора потиска, при извршењу маневра напада на земаљске циљеве из оштрог обрушавања довољно је сложено за ручно управљање од стране пилота и указује на неопходност аутоматизације извршења маневара.

На основу резултата истраживања створена је основа за развој мера, активности и поступака за унапређење безбедности лета и вероватноће преживљавања пилота и летелице у реалним борбеним условима, као и разрада методологије употребе оваквих летелица, посебно у специфичним антитерористичким дејствима.

Побољшани математички модел који се користи у овој дисертацији омогућује адекватно математичко моделирање сложених кретања летелице у простору, што омогућује симулацију лета у простору и избор оптималног решења и смањује потребу за вршењем скувих експерименталних истраживања што у крајњем случају доводи до смањења трошкова развоја и пројектовања летелица нове генерације.

Истраживањем је обезбеђена информација летачком саставу о могућностима коришћења летелица нових генерација која се може преточити и применити у конкретна правила и упутства. Емпиријски испитан динамички

модел летелице може да нађе корисну примену у синтези симулаторских система који омогућавају прилагођавање пилота новим типовима летелица и њиховим летним и другим особинама. Коришћењем флексибилних програмских пакета за симулације лета може се симулација једног хипотетичког типа летелице, без већих суштинских адаптација, употребити и за друге типове летелица које у перспективи могу да буду саставни део наших ваздухопловних снага.

Научни допринос ове дисертације је развијен математички модел за прорачун избора параметара који задовољавају постављене тактичко-техничке захтеве. Предложена метода омогућава да се јасно утврде основни доприноси и међусобни утицај између аеродинамичких параметара, дефинисаних предложеном конфигурацијом летелице (основни облик летелице и изабране аеродинамичке управљачке површине) и осталих елемената система (погонске групе) са својим функцијама, у циљу повећања укупних перформанси летелице.

Кључне речи: маневарске карактеристике, отклон вектора потиска мотора, маневар напада, земаљски циљ, мод лета, симулациони модел кретања авиона, гранични слој, наоружање.

Научна област: Ваздухопловно машинство

Ужа научна област: Динамика лета – нумеричке методе

УДК број: 623.746.3:533.6.013(043.3)

Actual methods of application the new generation aircraft in the course of attacking moving targets in the air and on the ground

Abstract

Simulation model of the aircraft conduct in transient flying regimes is shown in this dissertation. A complete motion model of the aircraft as a six degree of freedom rigid body is applied in the simulation model. Application of complete aircraft motion model is important for the aircraft flight dynamics computation and getting the evaluation of its complete manoeuvrability as well. Also, the application of a complete aircraft motion model provides determination of aerodynamic and inertial forces which affect the aircraft, as well as the moments which appear at the aircraft structure parts during the specific flight regimes or during manoeuvring and can be used in aircraft structure (frame) design.

Aircraft control is a complex process and posts many demands in front of a pilot concerning complexity of the task being done or which should be done by applying the simplest technique of piloting, as well as control algorithms easy to be applied on the aircraft, with the goal of achieving reliable control system. Due to these demands which are often opposite, the issue of aircraft control is getting more complex, and that's why at the beginning of the aircraft designing process we conduct forehand analyses of control system dynamic characteristics and tests in simulated conditions on the ground (flight simulators) and in the flight on the aircraft specially equipped for these purposes.

According to the mentioned above, in this dissertation, the analysis of aircraft maneuvering characteristics transitions during the engine thrust vector deflection is specified, as well as the preview of the opportunities for improving probability of the destruction of a ground target in the course of diving after combat turn. In this, the aircraft motion has been considered in the context of performed translatory accelerations in longitudinal and perpendicular direction. The given analyses on the improvement of the combat aircraft flight performances refers to the terminal phase of the attack on the ground targets, that is, a diving phase, in which the aircraft is

placed in the initial necessary conditions for the action accomplishment. The analyses of the performances improvement has been carried out for two types of VTOL aircraft configurations, namely: the configuration with mixed power group, consisting of lift and march engines and the configuration with single or twin thrust-lifted engines. Also, the simulation results of vector thrust aircraft performances are shown, as well as the advanced flight aircraft control modes with proposals of the measures and procedures for each specific situation/flight mode.

Apart from this, in the dissertation, the lack analyses of the current combat maneuvers and their limits in the course of attack over ground targets by the up-to-date fighter-bomber aircraft has been carried out. Maneuvering characteristics of the thrust vector deflection aircraft are shown, comparing them to the aircraft without engine thrust vector deflection, with the numerical results for the limit flight tests. According to the researches and analyses carried out, a preview of the characteristics of the ground targets which are most frequently the targets for the action of fighter-bomber aircraft, with respect to the applied weaponry necessary for their destruction. Also, in the context of the issue concerned, a preview of the enemy air defence weapons, nowadays most frequently applied in real combat conditions, is given. From the pilot's point of view, Integrated Flight/Weapon Control System is discussed, which integrates the methods of use of non-guided bombs and gun firing over the targets in the air and on the ground, which is accomplished by flight and weapon control system, with the elaborated possibilities of applying guided and cluster weapons, based on the concept of weapon control "without taking hands off pilot stick and throttle command" during the weapon usage in the air-air and air-ground regimes.

The dissertation research subject has pointed on the possibility and necessity of developing new tactical possibilities/capabilities with the aim of increasing the combat effectiveness of the new generation aircraft in the course of the attack over moving air and ground targets based on the maximum usage of the aircraft flying and technical performances.

The research results, in the dissertation scope, showed that engine thrust vector deflection during the flight allows the VTOL aircraft a significant

improvement of deceleration characteristics, increase of normal load and angle turn velocity, as well as improving their other manoeuvre capabilities.

The motion and control parameters change of the aircraft with thrust vector deflection during the whole manoeuvre is more intensive with respect to the aircraft without engine thrust vector deflection. Besides, there is a resulting necessity of precise control of the thrust vector deflection force and engine working regime. The change of control function properties (attack angle, bent, thrust, angle of engine thrust vector deflection) of the aircraft with thrust vector deflection in the course of the attack manoeuvre over ground targets applying steep diving is too demanding for manual pilot control and indicates the necessity of manoeuvre automatization.

On the basis of the research results, the base for the development of the measures, activities and procedures for improving flight safety and the pilot and aircraft surviving probability in real combat conditions has been set, as well as the application methodology development for these kind of aircraft, especially in the specific counterterrorist actions.

The improved mathematical model used in the dissertation allows adequate mathematical modeling of complex aircraft motions in the space, providing flight simulation in the space and the choice of optimal solution, thus decreasing the necessity for conducting expensive experimental researches, which finally leads to the reduction of the new generation aircraft development and design costs.

By this research, the information has been provided for flying staff purposes about the capabilities of the new generation aircraft application which can be transformed and applied into particular rules and instructions. The empirically tested dynamical model of the aircraft can find lucrative application in the synthesis of simulation systems which allow a pilot to accommodate to the new aircraft types and their flying and other properties. By application of flexible program packages for flight simulation, thus, the simulation of the one hypothetical aircraft type, without mainly essential adaptations, can be used even for the other aircraft types which in the future could be an integral part of our Air Force.

The scientific contribution of the dissertation is a developed mathematical model for parameter choice calculation, which fulfils defined tactical-technical requirements. The proposed method allows to determine clearly the main contributions and mutual influence between aerodynamic parameters, defined by the proposed aircraft configuration (the basic aircraft shape and selected aerodynamic control surface) and the other system elements (power plant group) with their functions, with the aim of increasing the overall aircraft performances.

Key words: manoeuvre properties, engine thrust vector deflection, attack manoeuvre, ground target, flight mode, simulation mode of aircraft motion, boundary layer, weaponry.

Scientific discipline: Air–mechanical engineering

Scientific sub discipline: Flight dynamics – numerical methods

UDK number: 623.746.3:533.6.013(043.3)

Садржај:

1 Увод.....	3
2 Анализа недостатака постојећих борбених маневара и њихова ограничења ...	7
2.1 Маневарске карактеристике авиона са отклоном вектора потиска мотора	7
2.2 Анализа начина напада циљева на земљи савременим авионима ловачко-бомбардерске авијације.....	20
2.2.1 Напад циљева на земљи из сложеног маневра.....	40
2.2.2 Особености напада на земаљске циљеве сложеним маневром у условима планинског земљишта	44
2.2.3 Карактеристике циљева на земљи.....	48
2.2.4 Приказ карактеристика ваздухопловних убојних средстава потребних за уништење циљева на земљи	53
2.2.5 Преглед средстава противваздухопловне одбране противника.....	66
3 Симулациони модел понашања летелице у прелазним режимима лета	73
3.1 Модел динамике лета летелице	73
3.2 Комплетни модел кретања авиона	74
3.3 Комплетни нелинеарни модел авиона	92
3.4 Нелинеарни модел кретања авиона.....	97
4 Анализа промена маневарских особина авиона при отклону вектора потиска мотора	99
4.1 Побољшање параметара напада авиона на земаљске циљеве применом векторисаног потиска	99
4.2 Конфигурација са мешовитом погонском групом састављена од узгонских и маршевских мотора	101
4.3 Анализа пређеног пута при промени угла нагиба трајекторије.....	113
4.4 Конфигурација са једним или два векторисана узгонско-потисна мотора..	119
4.5 Моделирање потисне силе у математичком моделу за симулацију динамике лета авиона	127
5 Резултати симулације перформанси авиона са векторисаним потиском.....	133
6 Модови лета борбених ваздухоплова	165
6.1 Напредни модови управљања летом ваздухоплова.....	165
6.2 Четири основна мода за управљање летом	166

6.3 Декупловани модови управљања	171
6.4 Контрола граничног слоја	181
6.4.1 Одређивање максималног коефицијента узгона.....	183
7 Обједињавање система управљања летом и наоружања	186
7.1 Режији рада система лета и наоружања	190
7.1.1 Режим ваздух-земља.....	190
7.1.2 Ваздух-ваздух.....	199
8 Закључак	202
Литература.....	207
Биографија	212

1 Увод

Летне карактеристике борбених летелица нове генерације са векторисаним потиском су значајно побољшане у односу на летелице код којих се векторисање потиска не може вршити. Употреба упрошћених математичких модела који анализирају кретање летелице у једној равни не омогућава анализу просторних профила лета што је од посебног значаја у борбеној авијацији при извођењу маневара. Применом математичког модела летелице где летелицу посматрамо као круто тело са шест степени слободе у квазистационарном струјном пољу добијамо систем диференцијалних једначина који задовољава потребе праксе за описивање кретања летелице чак и код најсложенијих борбених маневара.

Током истраживања проблематике метода напада на циљеве на земљи и у ваздушном простору савременим авионима ловачко-бомбардерске авијације детерминисани су начини за побољшање укупних летних карактеристика летелица употребом векторисаног потиска у домену просторних профила лета. Аутоматизовање управљања летом, између осталог, омогућава математички модел летелице који у себи садржи и функције аутопилота. Применом развијених математичких модела летелица, са векторисаним потиском и без векторисаног потиска, током истраживања извршена је упоредна оцена ефикасности борбеног маневрисања поменутих летелица. Такође, добијени резултати истраживања доказују позитиван допринос енергетске компоненте летелице – векторисани потисак у маневрима и превласт у ваздушном простору оваквих типова летелица у односу на летелице које немају могућност векторисања потиска.

Нови приступ решавању проблематике борбеног лета у условима савременог амбијента вођења рата омогућује развој нових тактичких могућности у циљу повећања ефикасности борбене примене летелица нове генерације при дејству на циљеве у ваздуху и покретне циљеве на земљи на основу максималног искоришћења летно – техничких карактеристика летелице.

Применом метода, које су презентоване у овом раду, у реалном окружењу и условима довешће до повећања безбедности лета и вероватноће преживљавања пилота и летелице. Такође, остварује се повећање вероватноће борбеног успеха у реалним борбеним условима, посебно у специфичним антитерористичким дејствима.

Докторска дисертација је подељена у девет поглавља: увод, шест главних поглавља и закључак, и четири прилога.

Прво поглавље је уводно у коме су дата уводна разматрања о проблему истраживања дисертације и описана је структура докторске дисертације.

У другом поглављу је извршена анализа недостатака постојећих борбених маневара и њихова ограничења при дејству по земаљским циљевима савременим авионима ловачко-бомбардерске авијације. У поглављу су, такође, приказане маневарске карактеристике авиона са отклоном вектора потиска мотора и њихово поређење са авионима без могућности векторисања потиска, са бројчаним резултатима за гранична летна испитивања. У складу са извршеним истраживањем и анализама дат је приказ карактеристика циљева на земљи који су најчешћи објект дејства ваздухоплова ловачко-бомбардерске авијације у зависности од примењених убојних средстава која су потребна за њихово уништење. Такође, у контексту разматране проблематике, дат је преглед средстава противваздухопловне одбране противника која се, данас, најчешће користе у реалним борбеним условима.

У трећем поглављу је приказан симулациони модел понашања летелице у прелазним режимима лета, односно модел разматраног система (математички модел динамике лета летелице). У симулационом моделу примењен је комплетан модел кретања авиона као крутог тела са шест степени слободе. Примена комплетног модела кретања авиона је важна за прорачун динамике лета летелице и добијања оцене о њеним укупним маневарским карактеристикама. Такође, примена комплетног модела кретања авиона омогућава детерминисање аеродинамичких и инерционих сила које делују на летелицу, као и момената који се јављају на деловима структуре летелице у

одређеним режимима лета или при маневрисању и могу се користити при пројектовању структуре летелице.

Управљање летелицом је сложен процес и пред пилота поставља бројне захтеве по питању комплексности задатака који се извршавају или које треба да изврши применом што једноставније технике пилотирања као и управљачких алгоритама који су лако применљиви на летелици, с тим да се добије поуздан систем управљања. Због оваквих захтева који су често опречни, проблематика управљања летелицом се још више усложњава, стога се на почетку пројектовања летелице спроводе правовремене анализе динамичких карактеристика система управљања и провере у симулационим условима на земљи (симулатори лета) и у лету на летелицама које су посебно опремљене за овакве намене.

У четвртом поглављу је дата анализа промена маневарских особина авиона при отклону вектора потиска мотора, као и приказ могућности побољшања вероватноће уништења земаљског циља нападом из обрушавања после борбеног заокрета. При том се кретање летелице посматрало у контексту остварених транслаторних убрзања у уздужном и нормалном правцу. Дата анализа побољшања перформанси лета борбеног авиона односи се на терминалну фазу напада на земаљске циљеве, односно етапу обрушавања, на којој се остварује довођење авиона у почетне потребне услове за остваривање дејства. Анализа побољшања перформанси урађена је за две конфигурације авиона са вертикалним полетањем и слетањем и то: конфигурација са мешовитом погонском групом састављеном од узгонских и маршевских мотора и конфигурација са једним или два векторисана узгонско-потисна мотора.

У петом поглављу су приказани резултати симулације перформанси авиона са векторисаним потиском, као и поређење параметара лета авиона без отклона вектора потиска мотора и авиона са векторисаним потиском у маневру напада на земаљски циљ применом маневра борбени заокрет.

У шестом поглављу су разрађени напредни модови управљања летом летелице са предлозима мера и поступака пилоту за сваку конкретну ситуацију/мод лета.

У седмом поглављу, са аспекта пилота, је обрађен обједињени систем управљања наоружањем, који обједињује методе употребе невођених бомби и отварање ватре из топа (авионског) по циљевима у ваздуху и на земљи, који се реализује у систему управљања летом и ватром, са разрађеним могућностима употребе вођеног и касетног наоружања на основу концепције управљања наоружањем „без скидања руке са палице и команде гаса“ при употреби наоружања у режимима ваздух-ваздух и ваздух-земља.

Осмо поглавље је закључак докторске дисертације.

У деветом поглављу је побројана коришћена литература. Дисертација садржи преко 50 референци.

Рад садржи четири прилога, то су кодови програма који су коришћени за симулацију кретања летелице за случајеве који су истраживани.

2 Анализа недостатака постојећих борбених маневара и њихова ограничења

2.1 Маневарске карактеристике авиона са отклоном вектора потиска мотора

Произилазећи из анализе постојећих маневара савремених авиона ловачко-бомбардерске авијације при нападима на земаљске циљеве, ваздухопловним убојним средствима и средствима противваздухопловне одбране противника може се извести закључак, да ефикасност уништења циљева на земљи при било ком начину напада зависи од:

- маневарских карактеристика авиона;
- убојних средстава авиона и нишанско-навигацијске опреме;
- типа земаљског циља, његовог положаја и заклоњености;
- типа средстава противваздухопловне одбране, њихових карактеристика, густине расподеле на терену
- рељефа терена датог рејона борбених дејстава и метеоролошких услова;
- обучености летачког састава;
- аутоматизације управљања авионом итд.

За Србију највероватнији тактички фон борбених дејстава ловачко-бомбардерске авијације, при дуготрајним борбеним операцијама, биће напади земаљских циљева у сложеним условима планинског терена са употребом невођених убојних средстава. Ефикасност изабраног начина напада земаљских циљева са постојећим убојним средствима могуће је повећати побољшање маневарских карактеристика авиона, избором начина изласка на циљ.

Побољшање маневарских карактеристика авиона даје могућност проширења постојећих начина напада на земаљске циљеве и формирање нових начина напада. То доводи до повећања вероватноће уништења земаљских

циљева са постојећим убојним средствима и вероватноће савлађивања средстава противваздухопловне одбране противника.

Поставља се стално питање побољшања маневарских карактеристика авиона од постанка авијације до данас. Резултат захтева стварања високоманеварских авиона, у садашњем степену, зависи од техничког напретка авио-индустрије и производње мотора. Један од праваца побољшања маневарских карактеристика авиона је искоришћење отклона вектора потиска мотора у лету.

Стварање универзалног обртног излазног млазника мотора може да обезбеди како вертикално полетање и слетање авиона тако и побољшање његових маневарских карактеристика у лету.

Изведени резултати, у иностранству, симулације и летна испитивања [36] на неким авионима (AV-8B; F-15SMDT; X-31; F-18HARV; F-14YAW VANE) [12, 36] потврђују побољшање карактеристика убрзања и успорења, повећање задатог угла обрушавања, смањење радијуса пуног заокрета и заокрета, при искоришћењу отклона вектора потиска мотора.

Код авиона без отклона вектора потиска мотора, распоред нормалног оптерећења у основи се одређује носећим својствима змаја авиона, на пример, дозвољено нормално оптерећење у превртању $n_{z\text{доп}}$ и чврстоћа његове конструкције $n_{z\text{max}}^k$.

Стварање позитивног тангенцијалног оптерећења $n_x > 0$, добија се при постављању максимално енергетски могућег потиска, а стварање негативног оптерећења $n_x < 0$, остварује се радом погонске групе постављене на режим малог гаса и при максималном искоришћењу кочионих површина.

Универзалним обртним излазом млазника на авиону типа AV-8B [12] могуће је отклонити вектор секундног излазног импулса J , нагоре на угао φ (0° , 105°) од уздужне осе авиона и створити прираст у додатном стварању нормалног оптерећења аеродинамичке силе узгона за величину

$$n_x = \frac{J \cos(\alpha + \varphi) - J_u - R_{xa}(\alpha)}{mg} = 0 \quad (2.1)$$

$$\Delta n_z = \frac{J \sin(\alpha + \varphi)}{mg} \quad (2.2)$$

где су:

α – нападни угао авиона;

mg – тежина авиона у лету;

J – секундни импулс на излазу погонске групе.

Стварање тангенцијалног оптерећења при том одговара

$$\Delta n_x = \frac{J \cos(\alpha + \varphi) - J_u - R_x}{mg} \quad (2.3)$$

где су:

J_u – секундни импулс на уласку погонске групе;

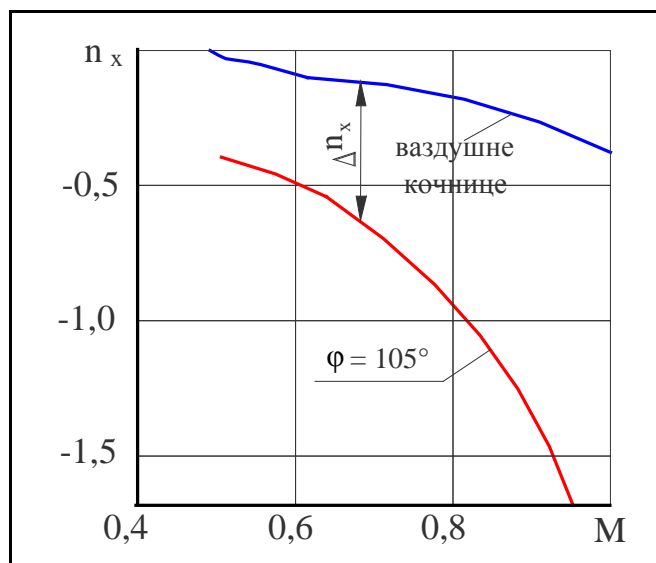
R_x – чеони отпор авиона.

При отклону универзалног излазног млазника на $\varphi = 90^\circ - \alpha$ од уздужне осе авиона, ствара се пораст нормалног оптерећења за величину специфичног потиска J/mg , а коефицијент негативног тангенцијалног оптерећења повећава се на величину коефицијента J_u/mg . При $\varphi > 90^\circ - \alpha$ коефицијент прираста негативног тангенцијалног оптерећења све више расте. Што је већи специфични потисак авиона $\alpha = P/mg$, то је већи прираст величине нормалног и негативног тангенцијалног оптерећења (n_z и Δn_x). При специфичном потиску у лету, већем од јединице, прираст нормалног оптерећења такође је већи од јединице, тј. могућ је, на пример, хоризонтални лет или лебдење авиона без искоришћења аеродинамичке силе узгона.

Повећање негативног коефицијента тангенцијалног оптерећења отклоном вектора потиска мотора, показало се погодним при извршавању таквих маневара, који захтевају потпуно смањење енергије авиона. У основи, односи се на такве маневре које, карактерише спуштајућа трајекторија, праволинијско успорење, обрушавање, превртање са снижавањем.

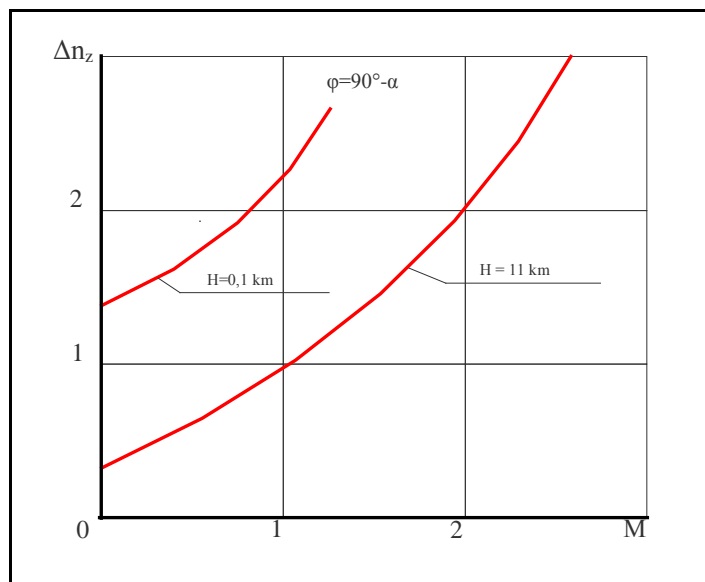
Ефикасност хоризонталног успорења авиона отклоном вектора потиска погонске групе је 2-2,5 пута већа (по времену и пређеном путу) у поређењу са ефикасношћу успорења ваздушним кочницама при раду погонске групе на режиму малог гаса (слика 1) [28].

Отклон вектора потиска обезбеђује толико јако успорење, да чак при оштром обрушавању брзина лета авиона не расте. Дакле, авион са отклоном вектора потиска је такав ваздухоплов, који искључује могућност прекорачења максимално дозвољене брзине лета при дуготрајном оштром обрушавању. При већем специфичном потиску авиона, отклањање излазног млазника мотора на максимални угао ($\phi_{\max} \approx 105^\circ$) доводи до смањења брзине лета, до повећања времена обрушавања и до смањења дозвољене висине почетка вађења из обрушавања, за конкретан угао обрушавања. Зато се отклон вектора потиска сматра перспективним, за ловачко-бомбардерску авијацију, за побољшање маневарских карактеристика при нападу на земаљске циљеве.



Слика 1. Успорјење авиона у хоризонталном лету са употребом векторисаног потиска и ваздушних кочница

Отклон вектора потиска мотора на угао $\varphi > 0$ доводи до раста створених краткотрајних нормалних оптерећења до вредности Δn_z . Што је већа брзина авиона, то је већи пораст нормалног оптерећења. На слици 2 наведене су величине Δn_z при $\varphi = 90^\circ - \alpha$ у зависности од броја M лета за две висине лета ($H = 0,1$ и 11 km) [28].

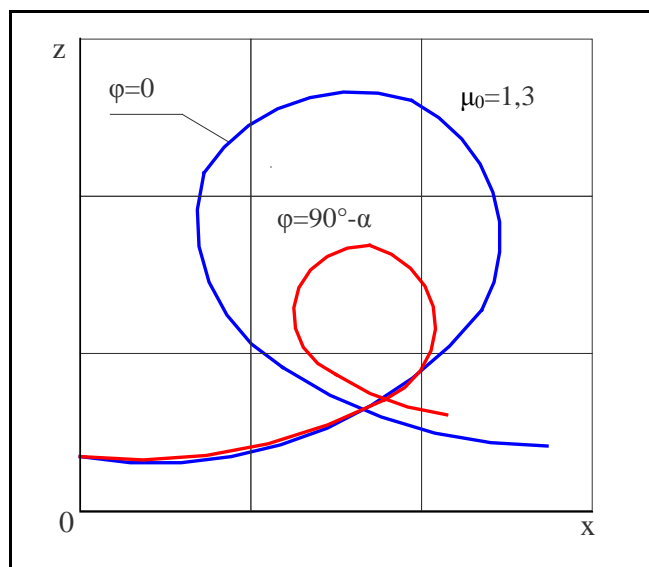


Слика 2. Промена нормалног оптерећења у зависности од брзине лета при успорењу са употребом векторисаног потиска на две различите висине

На брзинама лета блиским нули повећање нормалног оптерећења је веће од јединице за $\mu_0 > 1$. На надзвучним брзинама и стратосферским висинама лета, пораст нормалног оптерећења је сразмеран створеном нормалном оптерећењу са носећим својствима змаја авиона.

Повећање нормалног оптерећења искоришћењем отклона вектора потиска, доприноси смањењу просторних габарита маневара авиона.

На слици 3 приказана је путања Несторове петље у вертикалној равни Oxz са отклоном ($\varphi = 90^\circ - \alpha$) и без отклона ($\varphi = 0^\circ$) вектора потиска авиона.



Слика 3. (Путање) Несторова петља у вертикалној равни са отклоном и без отклона вектора потиска код авиона

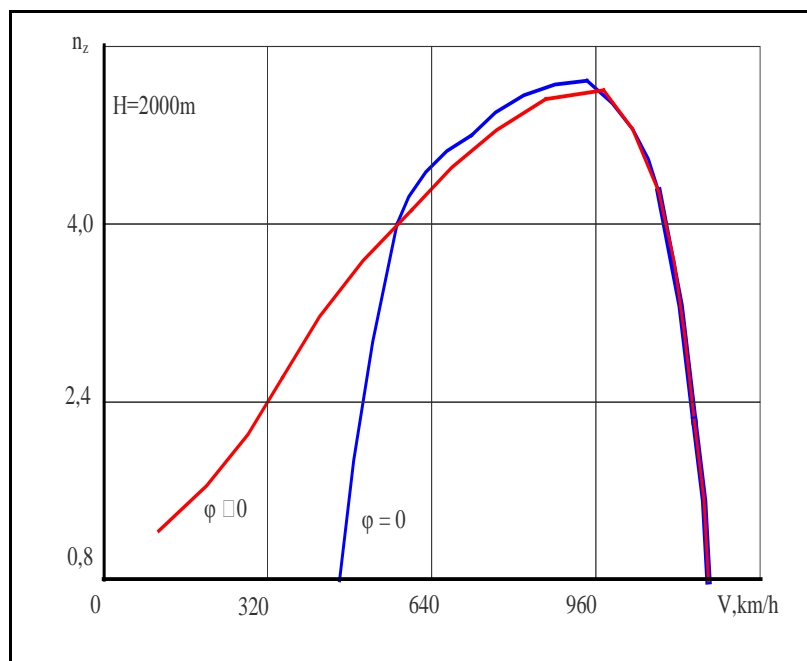
Анализа маневарских карактеристика савремених ловаца-бомбардера и јуришника показује, на пример, да су минимално могући радијуси заокрета довољно велики, на пример, у поређењу са хеликоптерским. Могуће умањење радијуса устаљеног пуног заокрета који извршава авион са отклоном вектора потиска мотора на малим и средњим висинама и гранично малој брзини било је размотрено при испитивањима аутора рада [25]. Аеродинамичке карактеристике мотора су оне које одговарају авиону AV-8B. Методологија испитивања је довршена у оптимизацији величине нормалног оптерећења

$$n_z = \frac{J \sin(\alpha + \varphi) + R_{za}(\alpha)}{mg} \quad (2.4)$$

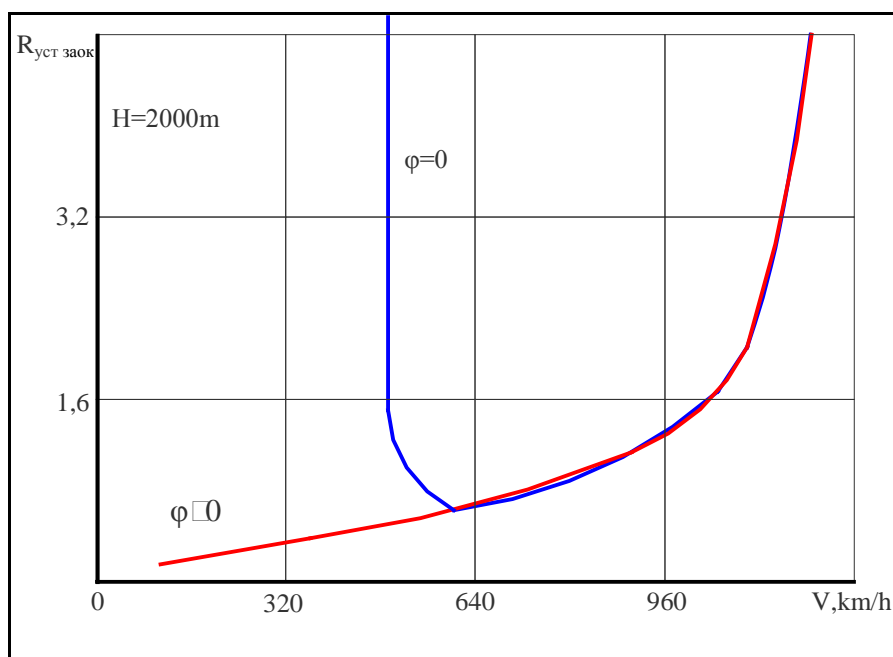
по параметрима управљања α и φ за сваку висину и брзину у условима одржања постојеће брзине

$$n_x = \frac{J \cos(\alpha + \varphi) - J_u - R_{xa}(\alpha)}{mg} \quad (2.5)$$

У испитивањима [25] је приказан прорачун устаљених нормалних оптерећења, кратковремених нормалних оптерећења, радијуса устаљених и неустаљених виража (заокрет од 360°) и заокрета. На слици 4 и 5 у својству примера тог испитивања редуковани су резултати по максимално утврђеном (оствареном) нормалном оптерећењу $n_{z \text{ уст}}$ и минималном радијусу одређеног заокрета $r_{в \text{ уст}}$ у зависности од брзине на одређеној висини без отклона ($\varphi=0$) и са отклоном ($\varphi \neq 0$) вектора потиска мотора. Основни параметри устаљеног виража са $\varphi \neq 0$ приказани су у табели 1.



Слика 4. Зависност промене нормалног оптерећења у заокрету у функцији брзине лета авиона са отклоном и без отклона вектора потиска



Слика 5. Зависност промене радијуса устаљеног заокрета авиона са отклоном и без отклона вектора потиска

Табела 1.

Резултати устаљеног виража авиона са отклоном вектора потиска

H [m]	$r_{в\ уст}$ [m]	$n_{z\ уст}$	V [km/h]	φ [°]	α [°]
500	113,79	1,43	121,94	70,54	12,82
	463,08	4,15	487,25	24,13	12,42
1000	123,36	1,37	121,13	70,58	12,82
	482,55	3,95	484,50	25,28	12,42
2000	152,87	1,24	119,71	70,62	12,82
	526,45	3,57	478,84	27,41	12,42
3000	221,58	1,11	118,29	70,63	12,82
	579,35	3,21	473,16	29,20	12,42
4000	418,44	1,43	233,70	60,98	12,76
	641,57	2,86	467,41	30,71	12,42

На основу анализа наведених резултата по $n_{z\ уст}$ и $r_{в\ уст}$ у зависности од V, на одређеној H, може се закључити, да коришћење отклона вектора потиска погонске групе обезбеђује смањење радијуса устаљеног пуног заокрета, посебно на малим брзинама лета и даје могућност извршења утврђених заокрета који су мање дозвољени, карактеристичних за авионе без отклона вектора потиска. Величине радијуса таквих заокрета су аналогне радијусима заокрета хеликоптера.

Битно смањење габарита маневара (за 1,5–2,5 пута) при отклону вектора потиска погонске групе условљено је не само повећањем нормалних оптерећења, него и могућношћу лета на малим брзинама, уколико је радијус заокрета пропорционалан квадрату брзина.

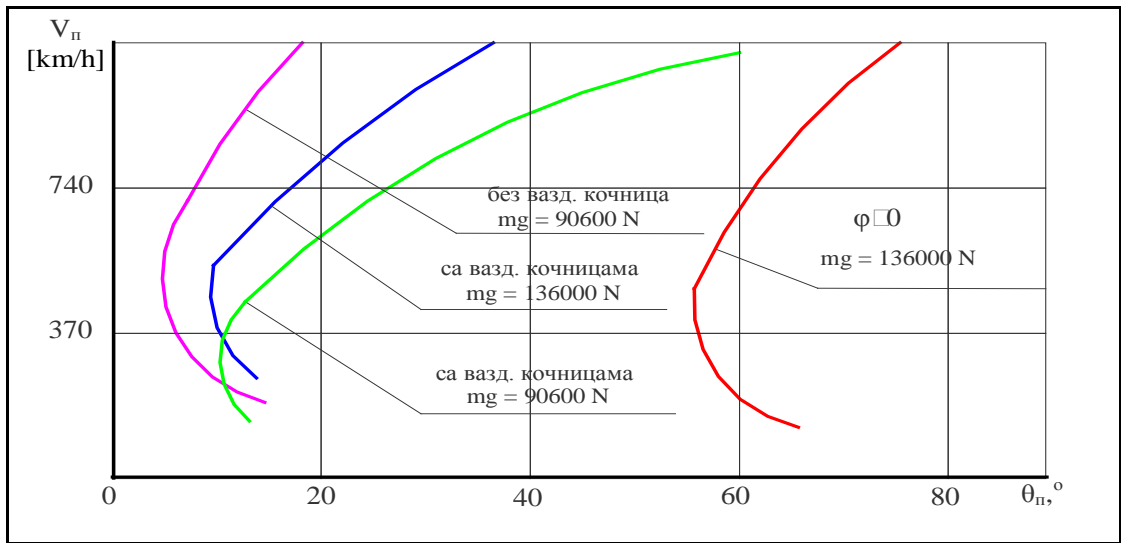
Добитак на времену извршења пуног заокрета при искоришћењу отклона вектора потиска показује се као мање приметан у поређењу са маневрима без промене правца вектора потиска. Време праволинијског кочења авиона са отклоном вектора потиска је 2–2,5 пута мање (при $\sigma=1,3$ и

$\varphi_{\max}=105^\circ$) у поређењу са временом кочења без искоришћења закретања потиска.

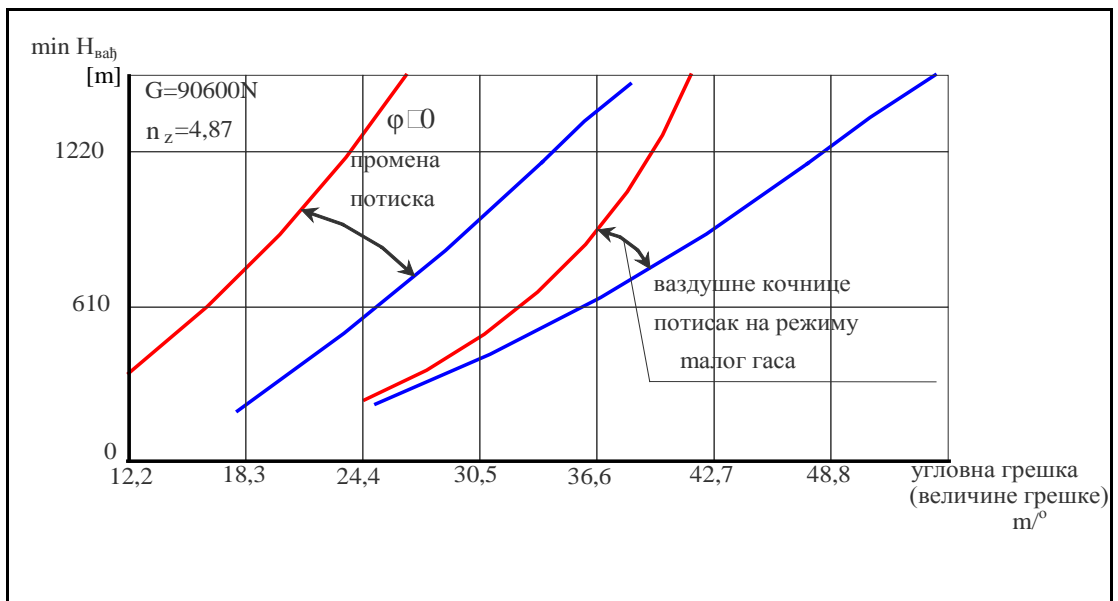
У иностраним војним часописима [12] истиче се, да око 90% извршених борбених задатака авионима од стране ратног ваздухопловства и морнаричког ваздухопловства САД у Вијетнаму је напад из обрушавања. Специјалисти сматрају, да би се данас у аналогним условима таква врста напада користила само у 30% случајева, у почетку борбене операције, у извршењу борбених задатака уништења циљева на земљи. У дуготрајним борбеним операцијама, јавља се неопходност коришћења ранијих начина напада и тај проценат значајно расте.

Као што је познато у ратној пракси, при наношењу удара авионима F-16 по нуклеарном реактору у Ираку такође су се користили начини бомбардовања из обрушавања за повећање тачности уништења и вероватноће пробијања купола реактора. Дакле, јавља се тенденција ка повећању тачности на већим угловима и малим брзинама обрушавања.

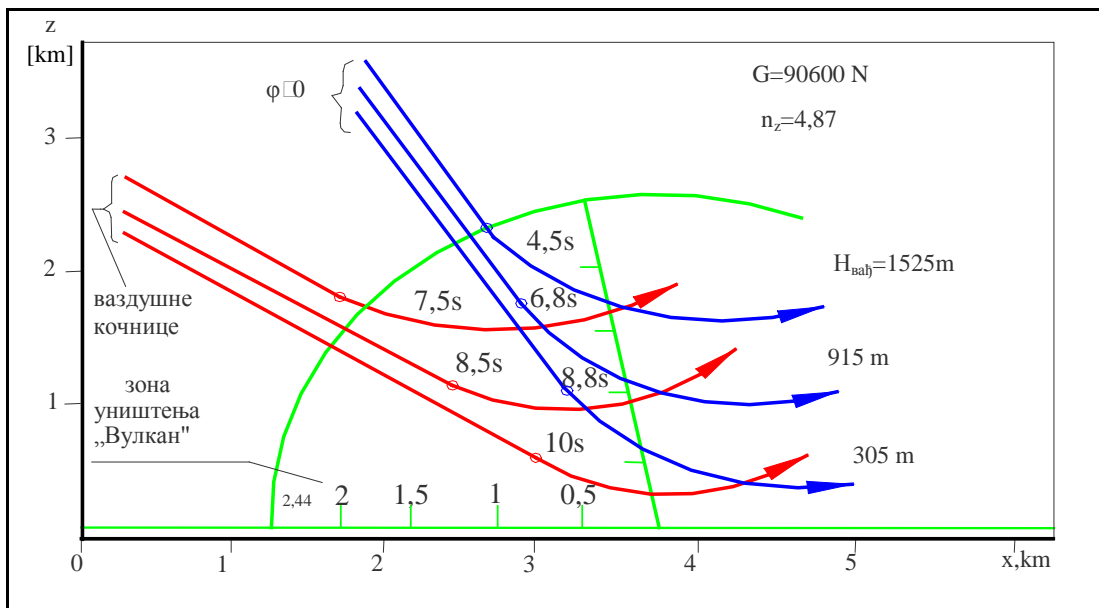
Резултати, спроведених испитивања, у иностранству, авиона са отклоном вектора потиска мотора у лету [12] су приказани на сликама 6 – 8. На слици 6 приказан је утицај ефикасности ваздушних кочница и реверса потиска, тежине авиона у лету и угла обрушавања на брзину задатог обрушавања. Очигледно, да авион са мањом летном масом, користећи отклон вектора потиска може достизати највеће поставне углове обрушавања (55° - 70°). Што се тиче вађења из обрушавања (тј. висине одбацивања бомби), од чега зависи тачност уништења циља, то искоришћење отклона вектора потиска доводи до значајног умањења висине одбацивања, (дакле, ка повећању тачности бомбардовања) (слика 7). Смањење брзине обрушавања при искоришћењу отклона вектора потиска доводи до смањења растојања до циља на земљи у моменту одбацивања и као последица, до смањења промашаја при неким угловима-грешке нишањења. (Код грешке нишањења, у случају усмеравања авиона са применом оптичког нишана $5/1000=0,005\text{rad}=0,3^\circ$, промашај авиобомбе при бомбардовању са $\varphi \neq 0^\circ$ је $18,3 \cdot 0,3 \approx 6$ m).



Слика 6. Утицај ефикасности ваздушних кочница и реверса потиска, тежине авиона у лету и угла обрुшавања на брзину заданог обрушавања



Слика 7. Висина вађења из обрушавања код авиона са отклоном и без отклона вектора потиска



Слика 8. Трајекторије различитих начина бомбардовања за авион са отклоном и без отклона вектора потиска

На слици 8 приказане су трајекторије различитих начина бомбардовања из обршавања са брзином 830km/h са уцртаним, на њима, зонама уништења малокалибарског противавионског оруђа „Вулкан“ (у руској литератури под ознаком ЗСУ-23-4). Трајекторија „ваздушне кочнице“ односи се на авион масе 9100 kg, а трајекторија лета „ $\varphi \neq 0$ “ на авион масе 13600 kg и са коефицијентом практичног реверса потиска $-0,9$. То одговара коефицијенту статичког реверсног потиска $-0,5$ са корекцијом на утицај пламена мотора у режиму реверсирања са доњим отпором млазника при брзини авиона 830 km/h. Ако су оба авиона принуђена на вађење из обршавања на висини 1500 m, то ће авион са отклоном вектора потиска обезбедити смањење грешке бомбардовања за 25% и смањење времена задржавања у зони уништења малокалибарног противавионског оруђа за 40% у поређењу са авионом са ваздушним кочницама.

Разматрање маневарских карактеристика авиона са отклоном вектора потиска и њихова провера у неколико летних испитивања, указује на могућност конструкције безбедних и ефикасних маневара авиона ловачко-

бомбардерске авијације при нападу на земаљске циљеве са таквим предностима као што су: већи углови обрушавања, устаљеност брзине у обрушавању, укупна просторна малогабаритност маневра. То доводи до проширења примене авиона ловачко-бомбардерске авијације и повећању њихове ефикасности при нападу на земаљске циљеве, на пример, маневрисање јуришника у сложеним условима планинског терена при нападу на тачкасте земаљске циљеве.

2.2 Анализа начина напада циљева на земљи савременим авионима ловачко-бомбардерске авијације

Положај авиона. С променом брзине авион мења свој положај (нападни угао). Величина ове промене је познати фактор и одговарајући положај авиона при отварању ватре, односно одбацивању бомбе, је унапред утврђен. Ако се авион уведе у обрушавање с одређеном брзином и ако обрушава пожељно је да авион достигне жељени угао у истом моменту када дође на жељену даљину отварања ватре (односно одбацивања бомбе) у што краћем времену.

Општи проблеми напада на циљеве на земљи. За сва три типа напада на циљеве на земљи (напад бомбама, ракетним зрнима и митраљезима (топовском ватром)) заједнички су следећи важни проблеми:

- угао обрушавања,
- даљина гађања (бомбардовања),
- брзина при окидању (одбацивању),
- висина увођења,
- безбедна висина лета изнад земљишта,
- убрзања приликом вађења,
- положај авиона при гађању (одбацивању бомбе) и
- поправке за нишањење.

Постоје разни начини приближавања циљу и увођења у напад од којих се сваки може користити за постизања угла обрушавања. Ти начини су следећи:

- непосредно увођење из праволинијског хоризонталног лета,
- хоризонтални заокрет са променом курса лета за 90° после чега се врши увођење,
- полупревртање,
- пропињање после чега следе понирући заокрет и

- приближавање циљу са стране у хоризонталном лету, а потом понирући заокрет непосредно на циљ.

Напад на циљ представља најодговорнију етапу борбеног лета и чини његов основни садржај. Резултат напада сваке посаде одређује успех удара и у крајњем збиру успех борбеног лета јединице.

Авиони ловачко-бомбардерске авијације за уништавање циљева на земљи примењују различите начине напада. Класификација тих начина може да се оствари по неким показатељима, а са тачке гледишта сложености извршења борбеног маневра дели се на:

- напад по циљевима на земљи простим типом маневра;
- напад по циљевима на земљи сложеним типом маневра.

Напад циљева на земљи простим типом маневра у основи се примењује за почетну борбену обуку пилота у ватреним дејствима, а у процесу вођења борбених дејстава примењује се углавном према откривеним циљевима на великој удаљености (не мање од 5-8 km) при слабир противдејствима средстава противваздухопловне одбране противника. Кључни недостатак овог облика маневра је велика осетљивост на противдејство са земље. Нишањење и употреба подвесног наоружања изводи се из хоризонталног праволинијског лета, благог обрушавања. Маневар изласка на циљ при нападу изводи се раније, по равномерној (постављеној у хоризонталној равни) путањи великог габарита.

Напад по циљевима на земљи простим типовима маневра врши се једновремено углавном мањим бројем авиона, не више од пара, што значајно убрзава продужење удара по заданом циљу. За извршење напада потребно је увести у динамичко пењање („искакање“) за наредно обрушавање. Висина увођења у обрушавање и угао заокрета на циљ зависи од заданог угла обрушавања, брзине и висине лета, као и положаја авиона у односу на циљ у моменту његовог откривања.

Напад циљева на земљи сложеним типом маневра примењује се при изласку на циљ на малој или гранично малој висини и великој брзини.

Упоредно мала даљина визуелног откривања и распознавања тачкастог циља (2 до 4 km) захтева конструкцију сложеног маневра изласка на циљ са проласком траверзе циља. Кроз 5–10 секунди после проласка траверзе циља на сталној висини и брзини изводи се сложени маневар изласка на циљ, на пример типа борбеног заокрета, тако да се авион изведе на наредно обрушавање са отварањем ватре или бомбардовање уз најпогодније углове обрушавања.

Основни типови сложеног маневра, који се примењују у различитим условима са конкретним типовима авиона, су: борбени заокрет, полупетља и Несторова петља, као и „искакање“ са наредним увођењем у обрушавање.

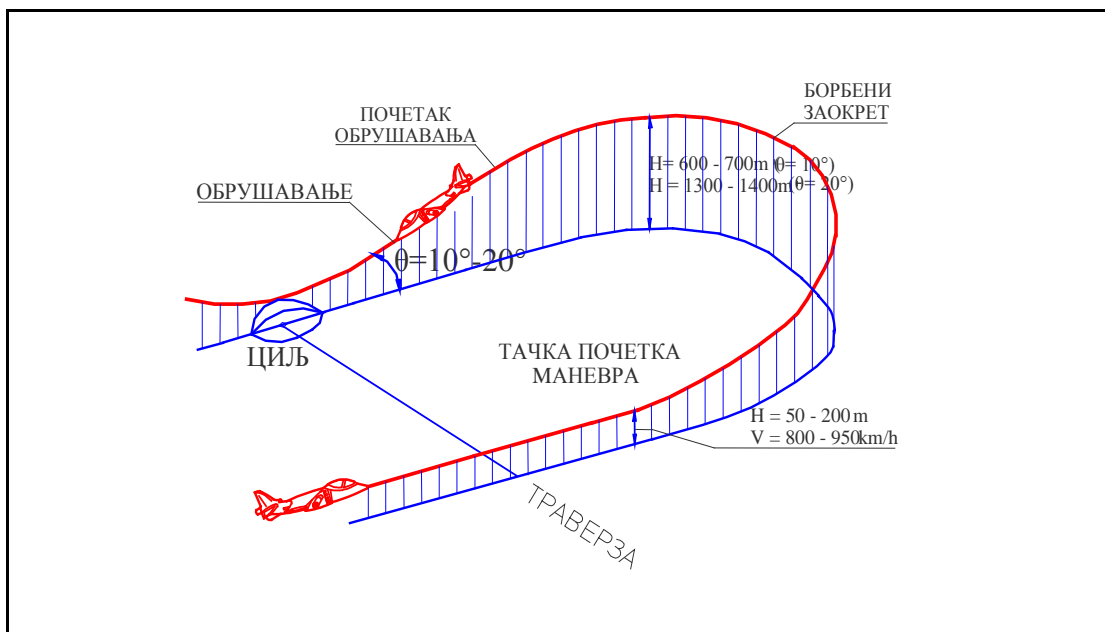
Извођење напада из сложених типова маневра могуће је само у случају, ако се после завршетка маневра и изласка авиона на позицију нишањења обезбеђује визуелна видљивост циља као и неопходни услови за отварање ватре или бомбардовање.

Набројани маневри су се широко користили у току вођења локалних ратова, у скорије време и авионима мултинационалних снага у Персијском Заливу.

Борбени заокрет је маневар при коме се истовремено добија висина и довођење авиона у жељени смер. Напад на земаљске циљеве из борбеног заокрета добио је најширу примену у јединицама ловачко-бомбардерске авијације и примењује се при заласку на циљ са бочним одступањем авиона 2000–3000m. Исто тако, овај тип маневра се може изводити и при великим бочним одступањима, до максимално могућих вредности, једнако даљини откривања циља, као и при мањим вредностима. При бочном одступању мањем од 2000m борбени заокрет се изводи по типу косе полупетље, а при већем – по типу пењуће спирале. У свим случајевима путања борбеног заокрета и положај авиона на њој се исправља визуелно у односу на циљ или у односу на помоћни орјентир у његовом рејону. Из тог разлога борбени заокрет се изводи без заласка у облак, да се не би изгубио визуелни контакт с циљем.

У зависности од услова примене убојних средстава и режима лета могућ је борбени заокрет на малој висини, средњој висини и борбени заокрет са форсажом.

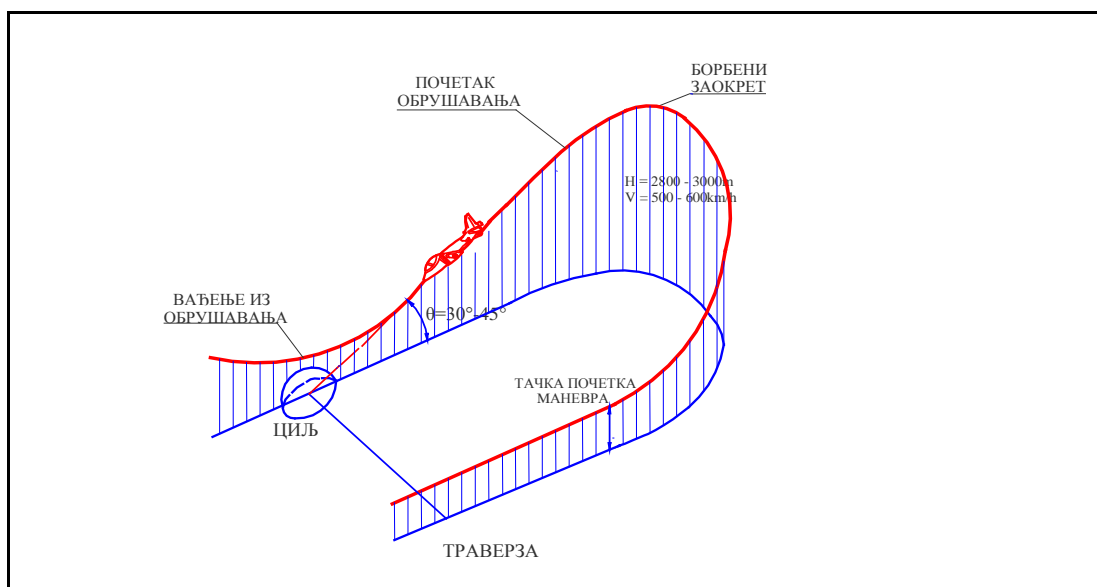
Борбени заокрет на малој висини (слика 9) примењује се за гранатирање и бомбардовање из углова пониравља $-(10^\circ-20^\circ)$ при ниској облачности. Маневар почиње после прелета траверзе циља кроз 5–10 секунди. Висина почетка маневра је 50–200 m, брзина 800–950 km/h, а висина у горњој тачки трајекторије је 600–1400 m. Могућност почетка маневра на брзини, једнакој брзини лета по маршрути, означава да је пилот у било ком тренутку способан да нападне циљ после његовог откривања без претходног убрзања авиона. Укупно трајање напада таквим типом маневра не прелази 40 секунди.



Слика 9. Борбени заокрет на малој висини

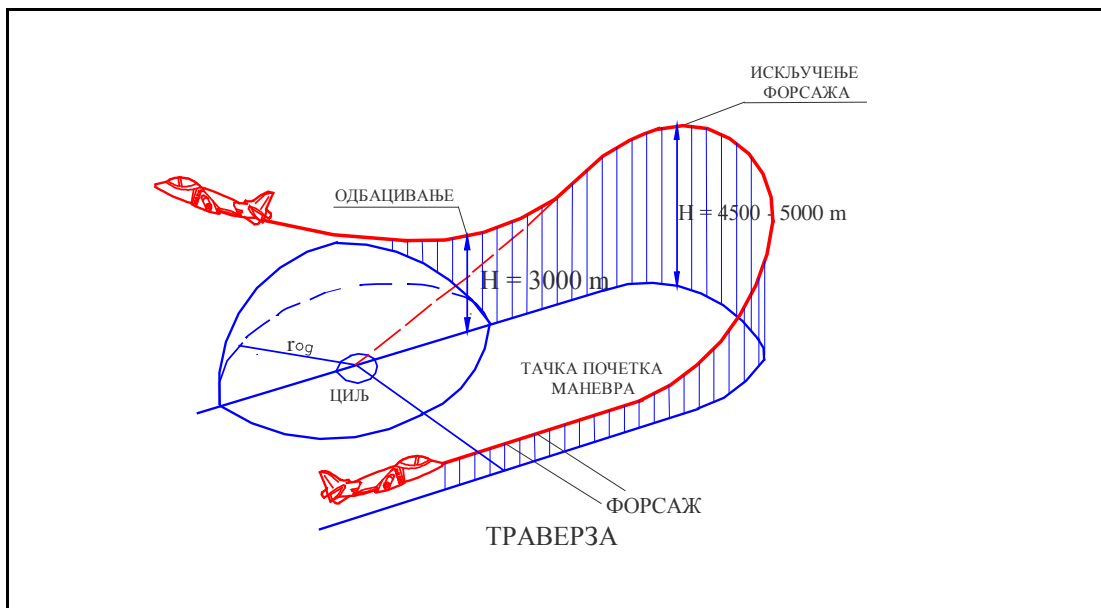
Борбени заокрет на средњој висини (слика 10) примењује се за отварање ватре или бомбардовање из углова обрушавања $\theta = -(30^\circ - 45^\circ)$. Такав маневар се изводи после претходног убрзања авиона до брзине 1000–1100 km/h и започиње приближно после прелета траверзе циља. Висина у горњој тачки

маневра је 2800-3000 m, брзина 500-600 km/h, висина почетка нишањења 1800-2200 m. Укупно трајање напада је у границама 40-50 секунди.



Слика 10. Борбени заокрет на средњој висини

Борбени заокрет са форсажом (слика 11) примењује се као главни начин за одбацивање специјалних бомби. Излазак на циљ и његово тражење остварује се таквим редом, као и при нападу циља из борбеног заокрета са средње висине. На траверзи циља укључује се форсаж, а после преласка мотора на форсажни режим авион се води кроз маневар. Бомба се одбацује са висине од око 3000 m, после чега се авион енергично вади из обрушавања. Трајање маневра до одбацивања бомби је око 50 секунди.



Слика 11. Борбени заокрет са форсажом

Борбени заокрет је маневар у простору, а његово аналитичко решење је компликованије за разлику од маневара који се изводе у једној просторној равни.

Данас се углавном користе два начина за извођење борбеног заокрета, а њихове путање можемо видети на слици 12.

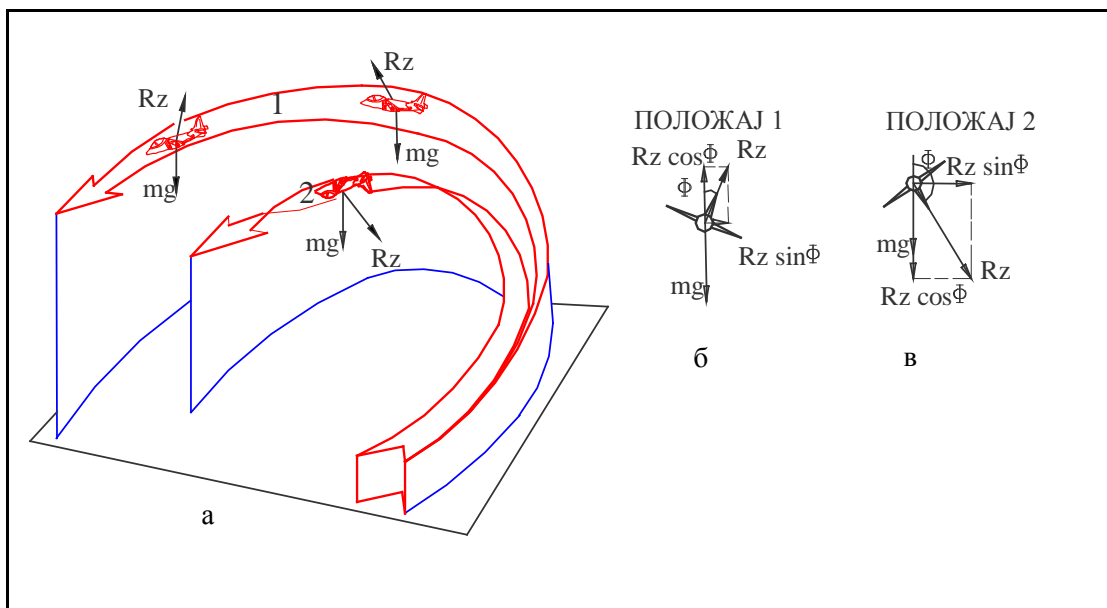
При извођењу борбеног заокрета, који се може назвати класичним, авион се преводи у пењање са почетним углом попречног нагиба $5-10^\circ$ који се касније повећава до $60-70^\circ$. При крају друге трећине заокрета неопходно је постепено смањивати угао попречног нагиба.

При таквом начину извођења борбеног заокрета, завршни део маневра изводи се лагано јер су тежина mg и пројекција силе узгона на вертикалну раван $R_z \cos \Phi$ усмерени у супротним смеровима (слика 12 а, б). Због тога је n_z у последњој трећини заокрета близак јединици. Могуће је скратити време маневра, ако се изводи по методи косе петље (слика 12 а, в).

Смањење времена постиже се зато што у другој половини маневра (слика 12 в) тежина и пројекција силе узгона на вертикалну раван $R_z \cos \Phi$ имају

исти смер, центрипетална сила се повећава и авион брзо прелази у хоризонтални лет. Међутим, при почетним условима прираст висине биће мањи него код класичног борбеног заокрета. Техника пилотирања при извођењу борбеног заокрета по методи косе петље блиска је извођењу прве половине косе петље. Разлог томе је што путања борбеног заокрета лежи у једној равни.

За извођење борбеног заокрета по методи косе петље неопходно је нагнути авион у страну борбеног заокрета и повећати n_z до вредности 4-6 јединица. Затим, када авион постигне задани нагиб, команде се враћају у неутралан положај и у том положају су у току већег дела маневра. „Куглица“ (показивач клизања авиона) се мора „држати“ у центру показивача клизања, управљање командама лета је координирано.



Слика 12. Борбени заокрет

За извођење борбеног заокрета потребно је у минималном времену одржати висок коефицијент оптерећења и при томе контролисати излазак на недозвољене нападне углове, што пилот уочава, по вибрацијама (трешење авиона), љуљању авиона или према показивачу нападног угла. При приближавању угла заокрета од 180° , равномерним померањем команди

потребно је смањити угао попречног нагиба до нулте вредности. Уколико је већи почетни угао попречног нагиба при увођењу у борбени заокрет по методи косе петље, биће мањи прираст висине и веће бочно скретање. Режим рада мотора при извођењу борбеног заокрета на оба начина је максималан или се користи и допунско сагоревање („форсаж“).

Потешкоће у аналитичком решењу борбеног заокрета су у решавању система од три нелинеарне диференцијалне једначине, што захтева мало шири програмски алгоритам и сам програм. Једначине кретања у борбеном заокрету су следеће (претпоставља се да пилот изводи координирани маневар):

$$T \cos \alpha - R_x - mg \sin \Theta = m \frac{dV}{dt} \quad (2.6)$$

$$T \sin \alpha \cos \Theta + R_z \cos \Phi - mg \cos \Theta = mV \frac{d\Theta}{dt} \quad (2.7)$$

$$T \sin \alpha \sin \Phi + R_z \sin \Phi = -\cos \Theta mV \frac{d\psi}{dt} \quad (2.8)$$

При извођењу ових једначина узима се претпоставка да је смештајни угао између реперне тетиве и осе трупа једнак нули. Исто тако, сматра се да је правац силе потиска мотора паралелан са осом трупа, па је и угао између путање лета и силе потиска једнак α . Та претпоставка је валидна за савремене авионе, осим за случај авиона са могућношћу векторисања потиска.

За приближно решавање једначина од (2.6) до (2.8) може се узети претпоставка да је у току извођења маневра увек задовољена једначина

$$\frac{T - R_x}{mg} = 0$$

која поједностављује решење без већег утицаја на тачност решења.

Како је $mg = \text{const}$, то је $T = R_x$; ова претпоставка одговара стварном стању. Исто тако, сматрамо да је $T \sin \alpha / mg \approx 0$. Узевши у обзир да је $R_z / mg = n$, једначине од (2.6) до (2.8) могу да се напишу и у следећем облику:

$$\sin \Theta = -\frac{1}{g} \frac{dV}{dt} \quad (2.9)$$

$$n \cos \Phi - \cos \Theta = \frac{V}{g} \frac{d\Theta}{dt} \quad (2.10)$$

$$n \sin \Phi = -\cos \Theta \frac{V}{g} \frac{d\psi}{dt} \quad (2.11)$$

Борбени заокрет се нормално изводи са константним коефицијентом оптерећења за сво време извођења маневра, а при томе промене у оптерећењу нису велике уколико се маневар изводи са намером што бржег изласка у одређени курс лета.

Брзина у борбеном заокрету у зависности од угла пењања Θ , угла попречног нагиба авиона Φ и коефицијента оптерећења n је:

$$V = V_0 \frac{n \cos \Phi - 1}{n \cos \Phi - \cos \Theta} \quad (2.12)$$

ако је $\Phi = \text{const}$ и $n = \text{const}$.

Потребна брзина на почетку увођења у борбени заокрет је:

$$V_0 = V_{h \min} \sqrt{n} \frac{n \cos \Phi - \cos \Theta}{n \cos \Phi - 1} \quad (2.13)$$

Промена висине у борбеном заокрету може се добити из следећег обрасца:

$$\Delta h = \frac{V_{hmin}^2 n}{2g} \left[\left(\frac{n \cos \Phi - \cos \Theta}{n \cos \Phi - 1} \right)^2 - 1 \right] \quad (2.14)$$

Време извођења борбеног заокрета је:

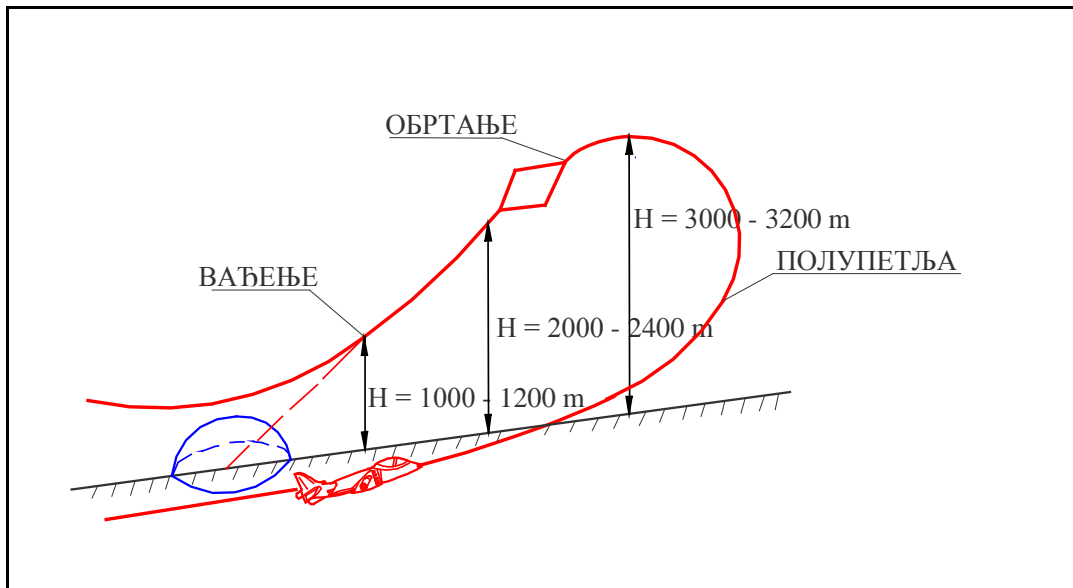
$$t = \frac{V_0}{g} \frac{1}{n \cos \Theta + 1} \left[\frac{\sin \Theta}{n \cos \Phi - \cos \Theta} + \frac{n \cos \Phi}{\sqrt{n^2 \cos^2 \Phi - 1}} \left(\arcsin \frac{1 - n \cos \Phi \cos \Theta}{n \cos \Phi - \cos \Theta} + \frac{\pi}{2} \right) \right] \quad (2.15)$$

Промену угла скретања авиона за време извођења борбеног заокрета добијамо из следећег обрасца:

$$\psi = -\text{tg} \Phi \left\{ \ln \left[\text{tg} \left(\frac{\Theta}{2} + \frac{\pi}{4} \right) \right] + \frac{2}{\sqrt{n^2 \cos^2 \Phi - 1}} \arccos \left[\sqrt{\frac{n \cos \Phi + 1}{n \cos \Phi - 1}} \text{tg} \frac{\Theta}{2} \right] \right\} \quad (2.16)$$

Негативан предзнак у обрасцу означава да се авион при десном нагибу окреће удесно, и обратно.

Напад из полупетље (слика 13) примењује се код откривања циљева на малој удаљености и изласка на њега са бочним одступањем не више од 1500 m. Величина допуштеног бочног одступања одређује се могућношћу његовог отклањања на делу обрушавања. Зато што при нападима из полупетље са углом обрушавања $\theta = -30^\circ$ (време обрушавања до примене убојних средстава је 16-18 секунди) допуштено бочно одступање при изласку на циљ је веће, него при нападу са угловима обрушавања $\theta = -45^\circ$ (време обрушавања је 7-8 секунди). Висина у горњој тачки маневра је 3000-3200 m, брзина 450-500km/h. Средње време трајања маневра до примене убојних средстава је 30-35 секунди.



Слика 13. Напад из полупетље

Полупетља је маневар који се изводи приближно у вертикалној равни ради промене смера лета за 180° .

Први део полупетље изводи се исто као и пропињући део петље. При доласку у горњу тачку, када угледа хоризонт или касније у зависности од угла наредног обрушавања, пилот почиње са окретањем авиона око уздужне осе, тако да се коначно авион преведе у хоризонтални лет или у обрушавање са променом смера за 180° .

Пре окретања авиона око уздужне осе, неопходно је смањити n_z . Тиме се знатно спречава бочно скретање авиона. Осим тога, смањење коефицијента оптерећења праћено је побољшањем ефикасности попречне управљивости авиона и повећањем брзине. Као и у петљи, горњи део полупетље може се изводити са малим инструменталним брзинама и знатно већим нападним угловима (до почетка полуваљка).

Окретање авиона око уздужне осе на крају полупетље неопходно је изводити задржавањем куглице показивача клизања у центру, чиме се спречава клизање. Тиме се онемогућава појава бочног момента који је условљен повећањем попречне стабилности, на великим нападним угловима.

Област, брзина и висина лета за извођење полупетље, практично се поклапа са облашћу брзина и висина извођења петље. При извођењу полупетље брзина у горњој тачки путање може бити и мања од еволутивне. У том случају се могу применити три методе за завршетак маневра.

а) Ако је брзина незнатно мања од еволутивне, тада се полупетља може извести у горњој тачки, али са извесним успорењем. При томе се посебна пажња мора обратити како би се спречило клизање и неравномеран рад кормилима.

б) При још мањој брзини у горњој тачки треба продужити извођење полупетље и при достизању неопходне брзине извести полуваљак на обрушавајућем делу петље.

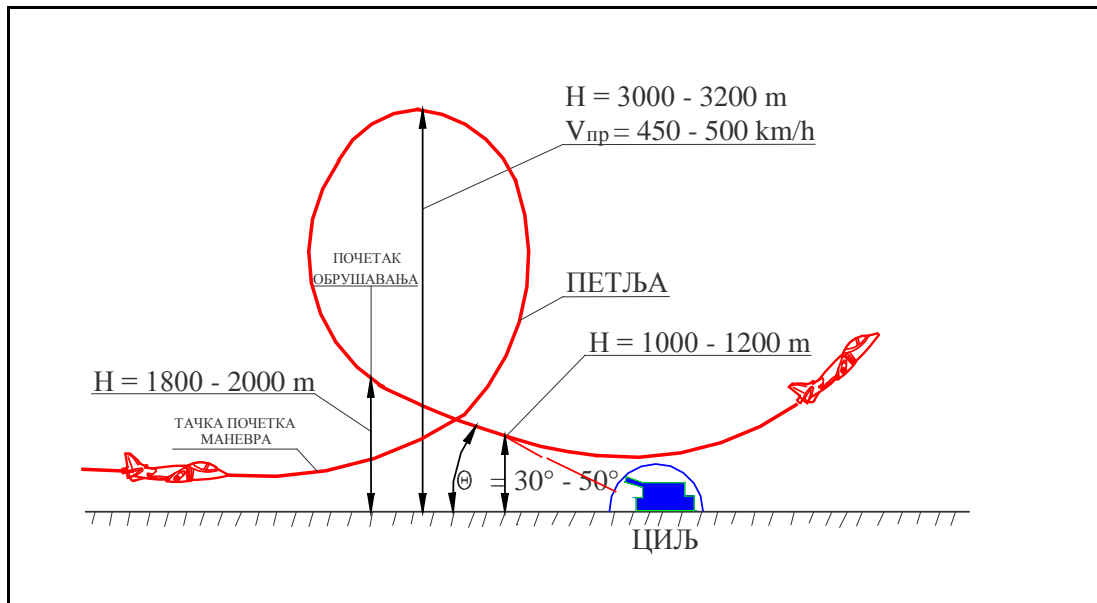
в) Ако је брзина у горњој тачки врло мала, треба продужити извођење петље (без полуваљка), не дозвољавајући повећање нападног угла до максимално дозвољене вредности. Авион ће сам „оборити нос“, прећи на обрушавајући део петље и повећаће се брзина лета. Ни у ком случају не треба покушавати да се авион окрене наглим и великим отклонима команди, јер то може проузроковати клизање и превртање.

Прираст висине у полупетљи може се рачунати на исти начин као у петљи. Односно, ако се прорачун врши са претпоставком о константном коефицијенту оптерећења за време извођења маневра, следећи образац представља добру апроксимацију за прираст висине:

$$\Delta h_{2g} = V_0^2 \left[1 - \left(\frac{n-1}{n+1} \right)^2 \right] \quad (2.17)$$

Напад из петље (слика 14) се примењује при већим удаљеностима откривања циља и неопходности изласка из напада у том правцу, у ком се остварује лет до циља. Удаљеност тачке почетка маневра од циља је 2300-3800 m и при том раван маневра треба да прође кроз циљ. Дозвољено бочно

одступање равни петље не треба да прелази 300-500 m. Режим лета у петљи је углавном исти као и у полупетљи. Укупно трајање маневра до употребе убојних средстава је 30-45 секунди.



Слика 14. Напад из петље

Петља је маневар у вертикалној равни, а њено извођење у зависности од типа авиона, подвесног терета, почетне брзине и висине лета, може се остварити на максималном режиму рада мотора или са допунским сагоревањем. Увођење у петљу врши се са оптерећењем 4-6 јединица, овај коефицијент оптерећења пилот постиже за 2-4 секунде.

Повећањем силе узгона ствара се центрипетална сила која повија путању, а једнака је $R_z - mg \cos \theta$. При том долази до смањења брзине због кретању се супротставља компонента тежине авиона $mg \sin \theta$, при стварању коефицијента оптерећења битно се повећава чеони отпор авиона због раста индуктивног отпора који је пропорционалан квадрату коефицијента оптерећења, повећањем висине долази до пада потиска мотора.

За одржавање приближно константног коефицијента оптерећења неопходно је са смањењем брзине постепено повећавати нападни угао. Када нападни угао достигне потребну вредност, а то је обично на крају прве четвртине петље, даље управљање авионом потребно је изводити са одржавањем ове вредности нападног угла. Вредност нападног угла у горњој половини петље контролише се у складу са ваздухопловно-техничким упутством за дати ваздухоплов, по почетку или интензитету аеродинамичких вибрација или по показивачу нападног угла. При томе се не сме дозволити клизање, јер при великим нападним угловима, због раста попречне стабилности, при клизању се јављају знатни моменти по бочном нагибу, чије парирање је отежано због мање ефикасности попречног управљања.

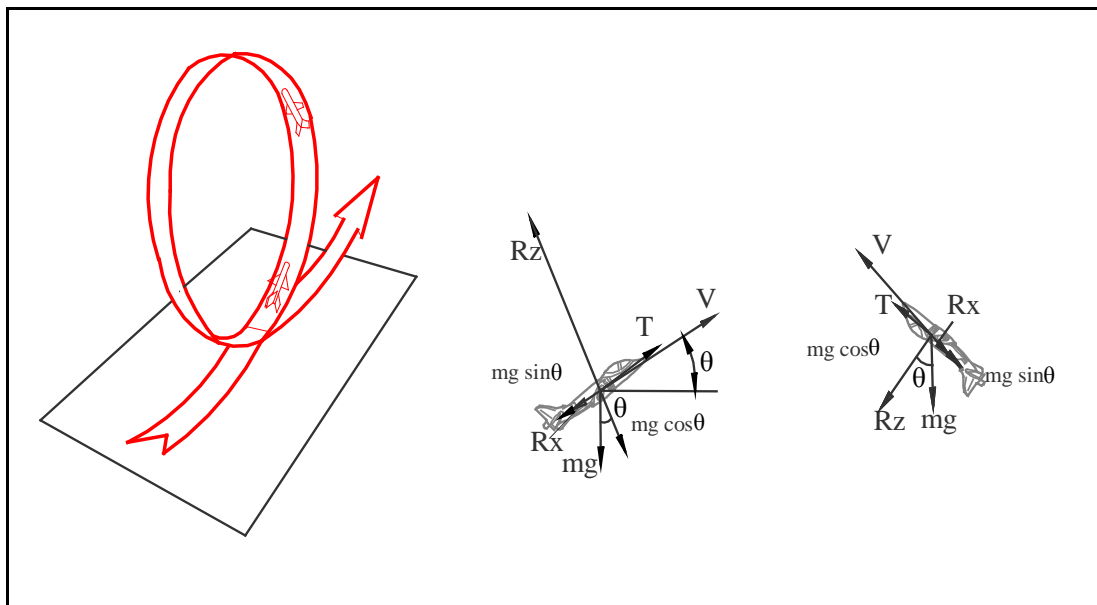
У другој четвртини петље центрипетална сила једнака је збиру силе узгона R_z и компоненте тежине $mg\cos\theta$ (слика 15), а брзина се и даље смањује. На овом делу петље, са приближно сталним нападним углом, опада и коефицијент оптерећења n_z .

Полупречник кривине путање смањује се, углавном, због повећања центрипеталне силе на рачун компоненте тежине. Брзина авиона може се повећати пре доласка у горњу тачку због смањења компоненте силе теже ($G\sin\theta$), која се супротставља потиску мотора. После проласка горње тачке брзина се знатно повећава зато, што у смеру кретања делује компонента силе тежине.

Друга половина петље може да се изводи при различитим режимима рада мотора; ако се при обрушавању повећа потисак мотора брзина ће се рапидно повећавати, осим при одржавању великог коефицијента оптерећења када је повећање брзине мало. Због економисања са горивом, друга половина петље може се изводити на смањеном режиму рада мотора. Повећање брзине и густине ваздуха у овој фази извођења петље доводи до раста коефицијента оптерећења n_z , при одржавању сталног нападног угла.

На крају петље, без обзира на продужавање обрушавања, приметан је прекид раста брзине, а може доћи и до њеног смањења. Ово је условљено тиме

што компонента тежине, која доприноси повећању брзине, постаје занемарљиво мала, а чеони отпор потаје велик.



Слика 15. Петља

Једначине кретања које описују петљу су следеће:

$$T - R_x - mg \sin \Theta - m \frac{dV}{dt} = 0 \quad (2.18)$$

$$R_z - mg \cos \Theta - mV \frac{d\Theta}{dt} = 0 \quad (2.19)$$

У општем случају оне се могу решити методом графичке интеграције или рачунарским програмом.

Брзина на неком делу петље када путања авиона има угао θ може се добити из следећег обрасца:

$$V = V_0 \frac{n-1}{n - \cos \Theta} \quad (2.20)$$

где је V_0 – брзина на почетку петље.

Потребно време за извођење петље може се израчунати из једначине:

$$t = \frac{1}{n+1} \frac{V_0}{g} \left[\frac{\sin \Theta}{n - \cos \Theta} + \frac{n}{\sqrt{n^2 - 1}} \left(\arcsin \frac{1 - n \cos \Theta}{n - \cos \Theta} + \frac{\pi}{2} \right) \right] \quad (2.21)$$

Однос између брзине уласка у петљу и минималне брзине авиона на задатој висини је следећи:

$$V_0 = V_{h \min} \frac{n+1}{n-1} \sqrt{n} \quad (2.22)$$

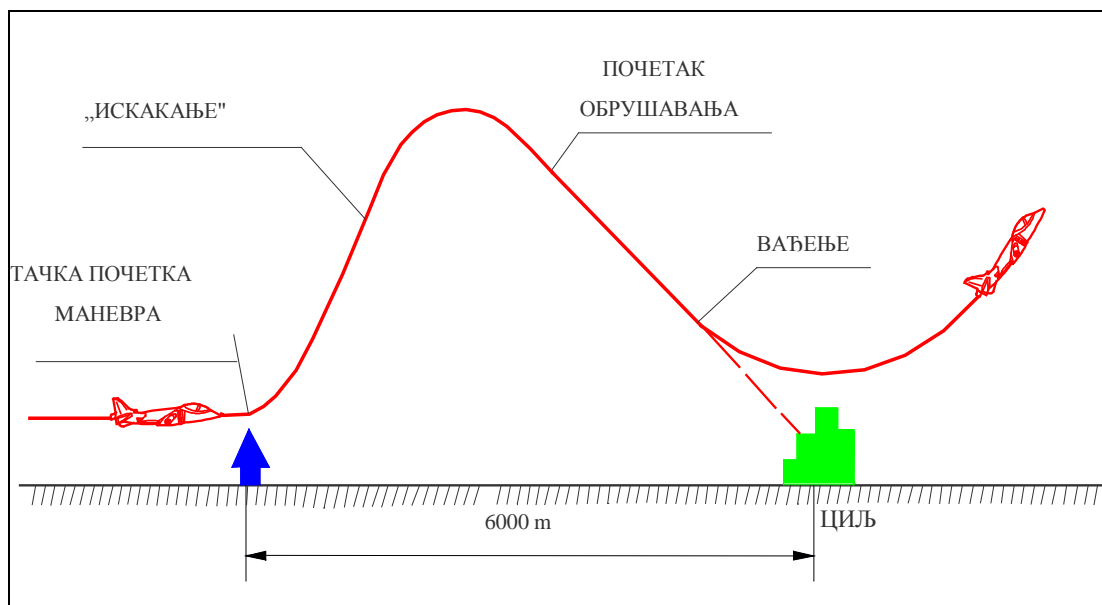
Промена висине у петљи може се израчунати из следећег обрасца:

$$\Delta h 2g = V_0^2 \left[1 - \left(\frac{n-1}{n+1} \right)^2 \right] \quad (2.23)$$

Из претходних једначина се врло јасно види, иако је ово поједностављена анализа, да су карактеристике петље одређене ако је позната брзина на увођењу у маневар и коефицијент оптерећења током извођења петље.

Напад са увођењем у обрушавање после „искакања“ (слика 16)
примењује се по унапред познатим циљевима, тако што при нападу дању тачка

почетка увођења у маневар треба да се налази на удаљености око 6 km од циља и у већини случајева не обезбеђује могућност визуелног осматрања циља у моменту почетка маневра. Почетак маневра одређује се по раније изабраном земаљском орјентирu. Основна предност таквог напада у поређењу са свим другим начинима напада из обрушавања представља његово изненађење при извршењу напада из покрета, време од почетка маневра до отварања ватре је укупно 20-25 секунди. Комбинација доласка на циљ на малим или гранично малим висинама и великим брзинама са извршењем напада из обрушавања чини погодне услове за успешно савлађивање противваздухопловне одбране противника.



Слика 16. Напад са увођењем у обрушавање после „искакања“

„Искакање“ авиона је маневар у вертикалној равни са циљем добијања висине. „Искакање“ се врши из хоризонталног лета или благог понирања. Пилот, након постизања одређене брзине, уводи авион у маневар при чему се јавља одређени коефицијент оптерећења. Када се постигне задани угао у односу на хоризонт, авион прелази у праволинијски пењући лет са $\theta = \text{const.}$ и

сталним смањењем брзине. Авион се преводи у хоризонтални лет, при чему се јавља коефицијент оптерећења мањи од јединице или чак негативан.

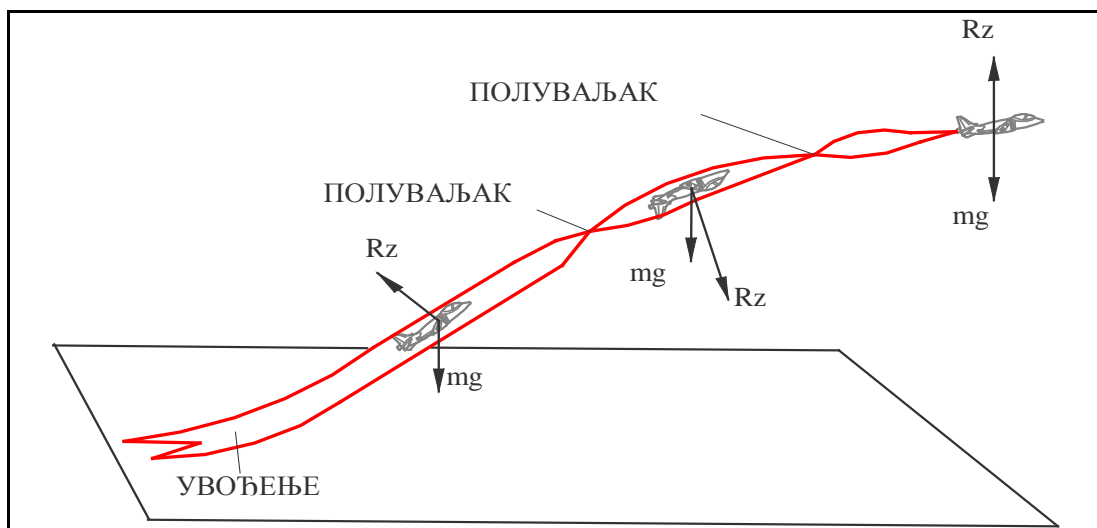
Путања „искакања“ састоји се из следећи делова: увођења, искакања и превођења у хоризонтални лет. „Искакање“ се изводи обично на повећаним режимима рада мотора да би се остварило максимално пењање и одржала потребна брзина.

За разлику од петље и полупетље, увођење у „искакање“ није увек потребно изводити са великим n_z , јер је достизање заданог угла могуће остварити са различитим коефицијентима оптерећења.

Међутим, мали n_z доводи до великих радијуса путање увођења, па се увођење у „искакање“ остварује успорено и праћено је знатним повећањем висине лета, а праволинијски део се знатно скраћује. Превођење авиона у праволинијски лет треба почети при углу мањем за 3° до 5° од жељеног угла „искакања“. При томе је потребно контролисати сталност угла „искакања“ према показивачу авио хоризонта. На праволинијском делу „искакања“ важи једнакост $n_z = \cos\theta$. На пример, при „искакању“ са углом нагиба путање 60° , $n_z = \cos 60^\circ = 0,5$.

Вађење из „искакања“ остварује се на један од следећих начина: без бочног нагиба, са два полуваљка и заокретом.

Најбрже извођење „искакања“ постиже се са два полуваљка (слика 17). На крају праволинијског дела, после окретања за 180° око уздужне осе пилот може да оствари максимално дозвољени n_z за дати режим, а после изласка у хоризонтални лет да изведе и други полуваљак. При таквом начину вађења из „искакања“ одржава се првобитни правац лета.



Слика 17. „Искакање“

Једначине кретања у „искакању“ могу се сматрати истим као и код петље (2.18) и (2.19).

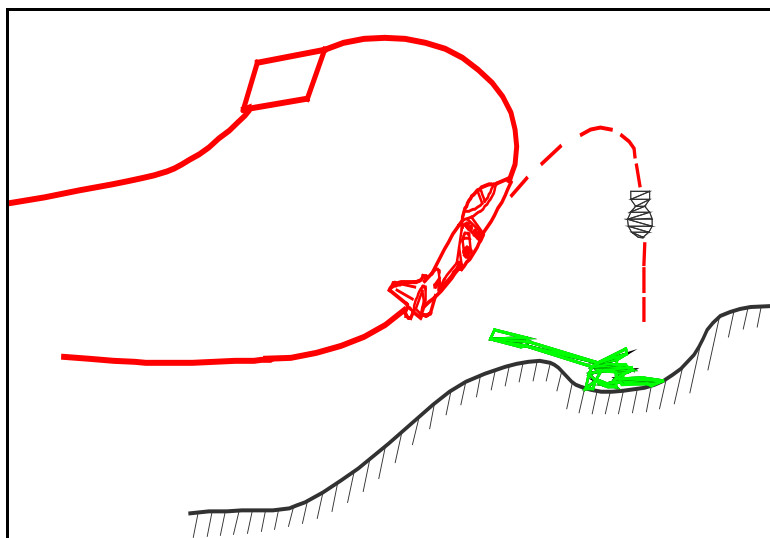
Маневар „искакања“ врло је важан за савремене авионе, јер им омогућава да из статичког врхунца лета пређу на динамички врхунац, али се ту не могу задржати, већ поново претварају тај облик потенцијалне енергије у кинетичку.

Напад из кабрирања (слика 18) представља један од основних начина примене специјалних бомби. Поред тога са кабрирањем се могу одбацивати светлосне авио бомбе и једнократне касетне бомбе по тачкастим и површинским циљевима на земљи. Бомбардовање из кабрирања врши се увођењем авиона у маневар до циља, над циљем или после његовог прелета. У свим случајевима одбацивање бомби остварује се вертикалним маневром типа „полупетља“. Одбацивање једнократних касетних бомби са малим бомбама може се остваривати са мањим угловима кабрирања (5° - 10°). У том случају се не захтева извршавање таквих сложених маневра као што је полупетља, и довољно је урадити мало „искакање“, да би се безбедно прошло изнад зоне распрскавања парчади. Моменат увођења авиона у маневар одређује се визуелно по помоћном орјентиром или непосредно по циљу. Моменат одбацивања бомби у току маневра одређује се:

- по заданом углу кабрирања помоћу авио хоризонта;
- по дужини експонаже од тачке почетка маневра (ТПМ) по штоперици;
- аутоматски помоћу нишанских уређаја.

У зависности од тактичке и метеоролошке ситуације на време извршења борбеног лета један од тих начина се примењује као основни, а остали се јављају као замена. Бомбардовање са увођењем у маневар по помоћном земаљском орјентиру примењује се у условима, када је позиција циља довољно тачно позната и на одређеној од ње удаљености, имају се очекивани орјентире. Када позиција циља унапред није позната и неопходно је њено претходно тражење или је терен у рејону без орјентира (море, пустиња, итд.), бомбардовање се остварује са увођењем авиона у кабрирање изнад циља.

Ако је циљ откривен изненада у непосредној близини од авиона, увођење авиона у кабрирање изводи се после прелета циља. Употребом авио нишана одбацивање бомби остварује се аутоматски у ма којој тачки трајекторије кабрирања у дијапазону углова од 40° - 135° .



Слика 18. Напад из кабрирања

2.2.1 Напад циљева на земљи из сложеног маневра

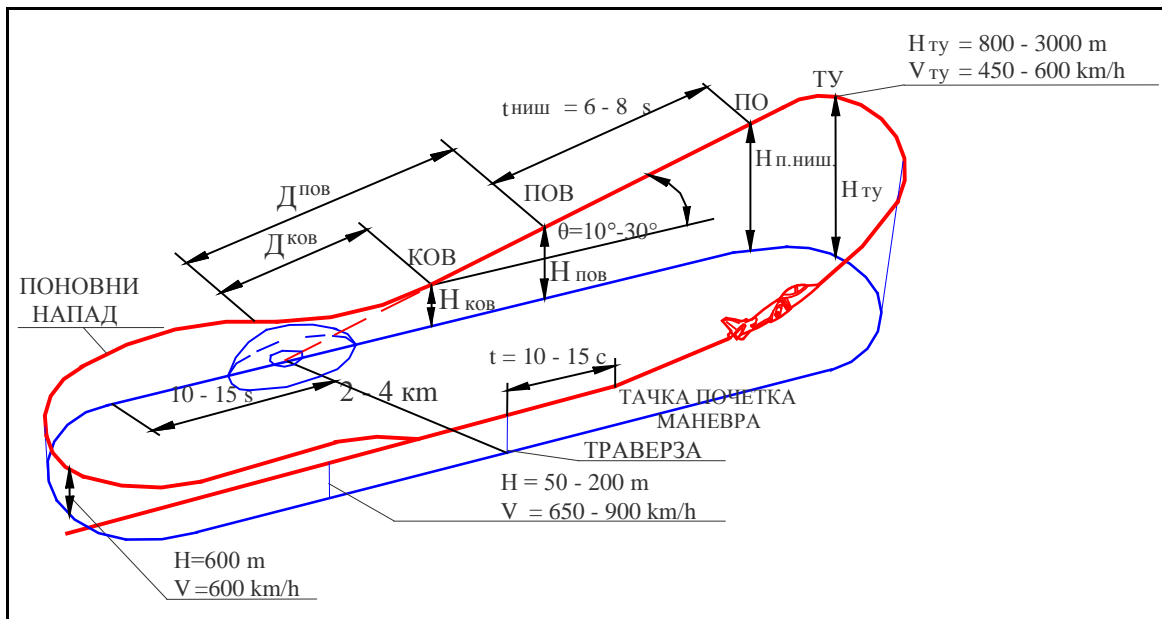
Основне предности напада земаљских циљева из сложеног маневра, у поређењу са нападима из простих видова маневра, представља комбинацију тих напада доласка на циљ на гранично малој висини и великој брзини са извршењем ефективног напада на циљ за минимално време после његовог откривања на различитим даљинама, што представља изненађење и обезбеђује успешно савлађивање противдејства средстава противваздухопловне одбране противника у рејону циља. Примена убојних средстава из оштрог обрушавања повећава вероватноћу уништења заштићених (у заклонима, капонирима) тачкастих земаљских циљева.

Сложени маневар напада представља у свом најједноставнијем облику само виши облик класичног маневра. Карактерише се нападом из више праваца и довођењем авиона у положај за напад једноставним маневрима у косој или хоризонталној равни. Сложени маневри се примењују у ловачко-бомбардерској авијацији свих земаља. Карактеришу се релативно високом еластичношћу која вођи групе омогућава да у оквиру разрађене основне идеје маневра извршава потребне корекције у правцу напада подгрупа, у складу са условима дејства. Сложени маневри омогућавају долазак у рејон дејства у бришућем лету. Ради своје еластичности, кратког времена тајања напада, примене напада из више праваца и могућности комбиновања начина напада подгрупа, сложени маневри представљају најпогоднији облик маневра напада за дејство по покретним објектима и по свим објектима на земљи чија позиција није сигурно унапред позната.

По техници извршења напада из сложеног маневара представља један од најтежих елемената борбене примене авиона ловачко-бомбардерске авијације, и захтева високу увежбаност пилота у пилотирању на малим и гранично малим висинама, као и што захтева савршенство у извршењу отварања ватре и бомбардовања из обрушавања и изласка из обрушавања.

Летачка пракса показује, да при нападу на земаљске циљеве авионима ловачко-бомбардерске авијације међу свим борбеним маневрима најчешће се примењује:

- напад из обрушавања после извршења борбеног заокрета (слика 19);
- напад из обрушавања после „искакања“ (слика 20).



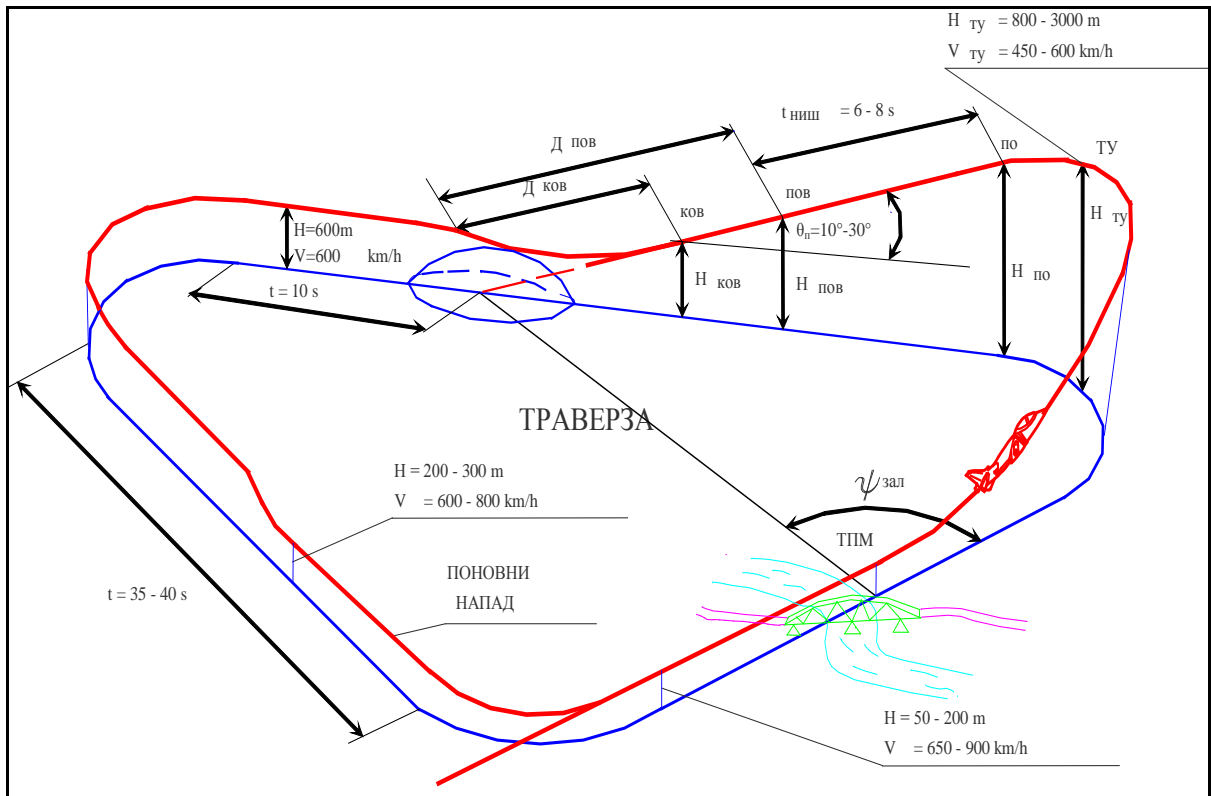
Слика 19. Напад из обрушавања после извршења борбеног заокрета

Савремени авиони ловачко-бомбардерске авијације та два начина напада на земаљске циљеве извршавају у основи са следећим параметрима:

- напад из обрушавања после борбеног заокрета извршава се, по правилу, после откривања циља на удаљености 2-4 km, после прелета траверзе циља на висини 50-200 m и брзини лета 650-900 km/h. Борбени заокрет извршава се повећањем броја обртаја мотора до 90%, са повећањем нормалног оптерећења око 3 јединице, угла нагиба до 130° и угла понирања до 30°. Максимална висина у горњој тачки борбеног заокрета је 800-3000 m, а брзина лета повећава се до 450-600 km/h. Увођење у обрушавање почиње „обарањем носа“

авиона и његовим вађењем из нагиба при смањењу броја обртаја мотору. Практично на праволинијском делу обрушавања обезбеђује се нишањење у времену 6-10 секунди и отварање ватре за 2-3 секунде. Угао обрушавања налази се у границама 10° - 30° ;

- напад из обрушавања после „искакања“ врши се по раније изабраном циљу. Тачка почетка маневра налази се на удаљености 5-6 km од циља. У тачки почетка маневра висина лета авиона је 50-200 m, брзина 650-900 km/h, а број обртаја мотора повећава се до 90%. Авион се преводи у динамичко пењање са оптерећењем до 3 јединице и углом нагиба до 15° на страну циља, због обезбеђења тражења циља. После откривања циља до постизања задане висине увођења у обрушавање (800-3000 m) и брзине (450-600 km/h), угао нагиба се повећава преко 90° у страну циља. Максимална вредност угла нагиба при увођењу у обрушавање зависи од угла обрушавања и курсног угла циља. На делу обрушавања сви остали потребни параметри аналогни су као и код напада на земаљске циљеве после борбеног заокрета.



Слика 20. Напад из обрушавања после „искакања“

2.2.2 Особености напада на земаљске циљеве сложеним маневром у условима планинског земљишта

Висока покретљивост (маневарбилност) и велики специфични потисак савремених авиона ловачко-бомбардерске авијације у комбинацији са моћним наоружањем и његовим одговарајућим избором, обезбеђује могућност њиховог ефективног искоришћења за бомбардерска дејства по различитим циљевима на земљи, у великом броју и по земаљским циљевима распоређеним на планинском земљишту, на пример, на Балкану.

Природне особености планинског земљишта ограничавају маневарске могућности савремених авиона ловачко-бомбардерске авијације и диктирају начине напада на земаљске циљеве. При извршењу тих напада неопходно је да се узму у обзир и следеће особености:

- испресецаност рељефа земљишта, ограничава слободу маневра;
- тешкоће откривања циља, скривених у увалама (ватрене тачке), као и постављених у сенку планинских падина и клисура;
- тешкоће одређивања даљине голим оком до препреке и висине у моменту обрушавања и вађења из њега;
- снажно „бацање“ авиона, изазвано снажним узлазним и силазним ваздушним струјама;
- променљивост правца ветра и његове значајне брзине, које достижу вредности до 80-90 km/h на уским местима (клисура), што усложњава нишањење и умањује резултате борбене примене;
- умањење расположивих оптерећења у циљу безбедности летова, при борбеном маневрисању у случају пилотирања по $C_{доп}$;
- повећање губитка висине на излазу из обрушавања због смањене густине ваздуха;

- повећање зоне распрскавања парчади и рикошетирајућих граната, због смањења густине ваздуха, што повећава минималне безбедне висине при нападу;
- могућност делимичног или потпуног губитка везе и ограниченог коришћења радио-висиномера због разлике у висини испод авиона и позиције земаљског циља;
- погоршавање тачности нишанског система авиона.

Основним начинима напада циљева на земљи како на планинском земљишту, тако и у равници, јавља се напад из обрушавања са употребом невођеног ракетног и топовског наоружања и при вађењу из обрушавања при бомбардовању, уз прорачун особености за планинско земљиште.

За практичну примену у условима планинског земљишта за авионе ловачко-бомбардерске авијације, у раду [31] се препоручују следећи услови борбене примене у аутоматском режиму рада нишанског система:

- отварање ватре невођеним ракетним зрнима са угловима обрушавања до 30° , са висином увођења у обрушавање 800-2500 m и брзином увођења 500-600 km/h у условима наилажења на праволинијски део путање лета не мање од 6-8 секунди;
- бомбардовање невођеним авиобомбама из хоризонталног лета у дијапазону висине 300-1000 m; из обрушавања са висинама увођења 1200-1800 m и брзинама увођења 500-600 km/h, из угла обрушавања до 30° и на вађењу из обрушавања;
- бомбардовање авиобомбама са кочионим системима из хоризонталног лета са висина 50-600 m.

Време, утрошено на нишањење ($t_{\text{ниш}}$), напада ($t_{\text{нап}}$) и залазног заокрета на циљ ($t_{\text{зал}}$), у условима планинског земљишта превазилази време и извршење одговарајућих операција у условима равничарског земљишта за 20-25% и за савремене авионе ловачко-бомбардерске авијације, карактерише се следећим вредностима:

$$t_{\text{ниш}}=11\text{s.}$$

$$t_{\text{нап}}=37\text{s}$$

$$t_{\text{зал}}=144\text{s.}$$

Одавде актуелни задатак усавршавања маневарских карактеристика авиона ловачко-бомбардерске авијације, повећање њихових расположивих нормалних и тангенцијалних оптерећења, смањење просторних габарита маневара напада циљева на земљи, способности авиона за извршење оштрог обрушавања са угловима већим од 30° , способности летења на малим висинама, на којима су битно мањи радијуси закривљености трајекторија у хоризонталној и вертикалној равни.

Лет авиона ка циљу извршава се како у условима равничарског, тако и планинског земљишта, по маршрути, предвиђеним планом јуришних дејстава, у утврђеном борбеном поретку при строгом придржавању прорачунатог режима, обезбеђујући благовремено појављивање јуришника над циљем.

Излазак на циљ остварује се, по правилу, од карактеристичног орјентира, означеног у рејону циља, са искоришћавањем свих фактора могућих изненађења: маневра на висини, приласка са стране сунца, или због облака, с искоришћењем заклоњених терена за своје маскирање.

При наношењу јуришних удара долази до неколико залазака на циљ, због чега је неопходно градити маневар, обезбеђујући повратни напад кроз минимални временски интервал. Поновни напади сврсисходно се извршавају у различитим правцима, ако дозвољава терен.

За смањење вероватноће уништења противваздушним средствима при маневрисању, сматра се неопходним, избегавати летове на праволинијским деловима путање или их скратити до минимума. После вађења из напада препоручује се да се изврши противавионски маневар оствареног после прелета циља путем примене вертикалног или хоризонталног маневра.

Напади се могу изводити по циљевима, који се налазе на врховима, падинама и у подножју планина.

Посебну сложеност у откривању, везивању за терен и нападу, представљају тачке ослонца које се налазе на планинама. Практично такве циљеве у лету је немогуће открити. Њихово уништење је могуће извести само по означавању авионом за коректуру. Напад тих циљева могуће је извршити из обрушавања дуж клисуре са стране врха планине. Ако је дубина клисуре већа од 800 m и ширина ограничавајућих планина већа од 100 m, тада се напад на земаљски циљ може извести уласком у клисуру, да би обезбедили могућност мале исправке курса при нишањењу, исто тако повећава се опасност судара са планинама.

Извршење напада, на падини планине, по циљу, који се налази у подножју, за пилота представља одређену тешкоћу. Савременим авионима ловачко-бомбардерске авијације могуће је извршити напад циља у подножју планине висине 700-800 m из обрушавања, са висине 200-300 m изнад равни циља, са брзином 600-650 km/h са наредним вађењем из напада ка врху, дуж падине планине са оптерећењем 3-3,5 јединице.

2.2.3 Карактеристике циљева на земљи

С циљем је прихваћено да се рачуна објекат дејства авијације у целини или његов део, за одређивање ватреног дејства групе авиона или једним авионом.

Сви објекти дејства авијације могу се класификовати по различитим особинама [43]:

- по важности у датој операцији (посебно важне, важне, мање важне);
- по борбеној намени и њиховој особености решавања задатка (ракетно-нуклеарна средства, авијацијски и војнопоморски објекти, људство и борбена техника копнене војске, објекти противваздухопловне и противракетне одбране, командних станица, превозних објеката, итд.);
- по саставу и организацији између елемената објекта (појединачне, групне, хомогене и хетерогене, сложене објекте);
- по степену покретљивости (непокретне, покретне, они који се крећу);
- по димензији (тачкасте, линијске, појасне, површинске);
- по степену распознавања објекта и његових саставних елемената (распознавајући, непотпуно распознавајући, непотпуно извиђени).

Важна карактеристика било ког циља је његова рањивост у односу на различите типове убојних средстава. Сви циљеви деле се на следеће групе:

- лако рањиви циљеви—ти циљеви, агрегати од виталног значаја који су по отпорности еквивалентни челичним преградама дебљине до 6 mm (жива сила противника, радарске станице, авиони на отвореним стајанкама, ракете на лансирним рампама, итд.);
- лако оклопљени циљеви—ти циљеви, агрегати од виталног значаја који су заштићени преградама, еквивалентни по отпорности

челичној прегради дебљине до 20 mm (пешадијско борбено возило, оклопни транспортери, итд.);

- оклопљени циљеви—ти циљеви, агрегати од виталног значаја који су заштићени оклопом дебљине до 200 mm (тенкови, самохотке, итд.)
- циљеви, чије је уништење повезано са пробојем и уништењем разних врста масивних покривки од армираног бетона и преграда (бетонске полетно-слетне стазе, лучна склоништа за авионе и технику, аутопутеви, мостови од армираног бетона, итд.);
- грађевине од цигле и армираног бетона градског типа (административна и индустријска здања, складишта отвореног типа, итд.);
- подземни циљеви и циљеви, који поседују заштитне земљане прекривке (блиндажи, земунице, подземна складишта, итд.).

Искуство и пракса последњих локалних ратова указује, да се у тактичкој дубини вероватног противника најкарактеристичнији земаљски циљеви за авионе ловачко-бомбардерске авијације јављају три групе циљева на земљи:

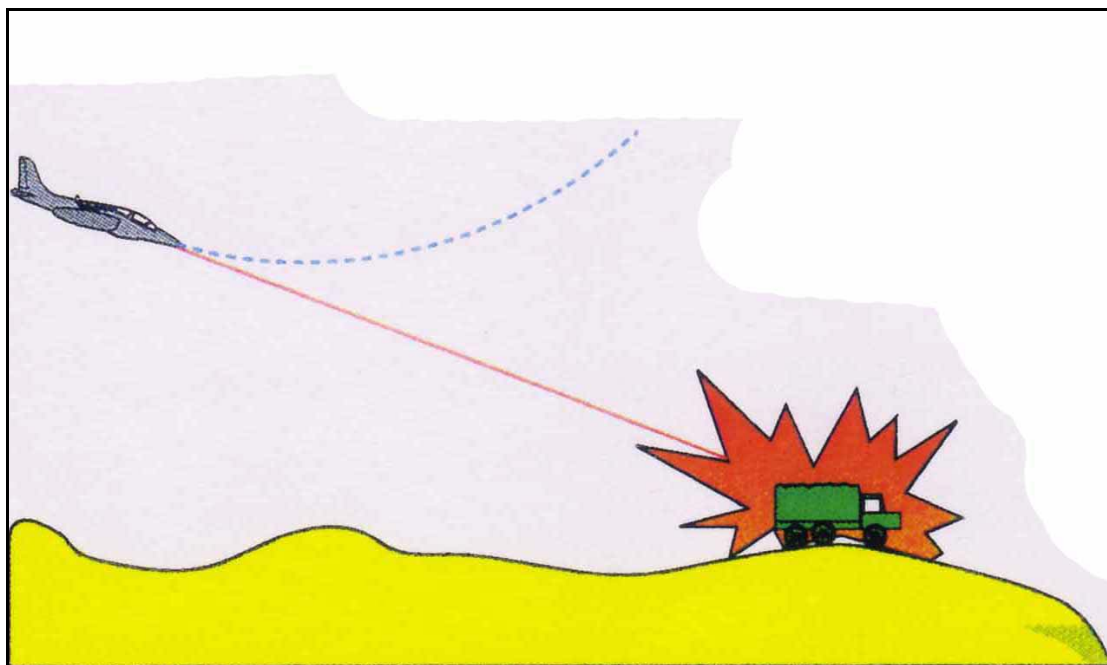
- тачкасти лако оклопљени покретни и непокретни објекти (оклопни транспортери, тенкови, артиљеријска оруђа, итд.) у борбеном поретку на бојевом пољу, у колонама на маршу, у склоништима и заклонима на местима концентрисања;
- површински и појасни неоклопљени циљеви (жива сила противника, аутомобилски транспорт, ракете на земљи, радарске станице, итд.);
- отпорне тачке, командне станице у отпорним склоништима и добро замаскираним.

Баш такав тип објеката, који се јавља као земаљски циљ, његов положај на терену и могуће скривање, захтева сваки пут различита најефикаснија убојна средства (УБС), захтева различите најефикасније режиме примене авиона по угловима обрушавања, брзинама бомбардовања и отварања ватре (слика 21 – 25) за његово уништење.

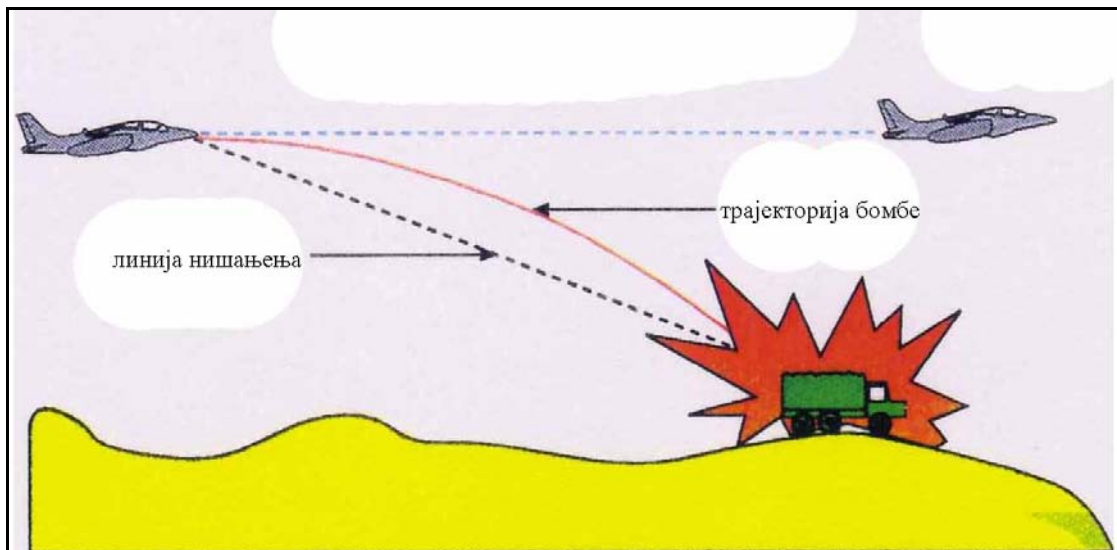
Под појмом „уништење објеката“ тактичког значаја усвојена су три различита типа уништења [43]:

- разарање (условно тип „А“), тако уништен објекат престаје да функционише за период не мање од 7 дана;
- избацивање из строја (условно тип „Б“), тако уништен објекат престаје да функционише за период не мање од 24 часа;
- оштећење (условно тип „Ц“), тако уништен објекат престаје да функционише за период не мање од једног часа.

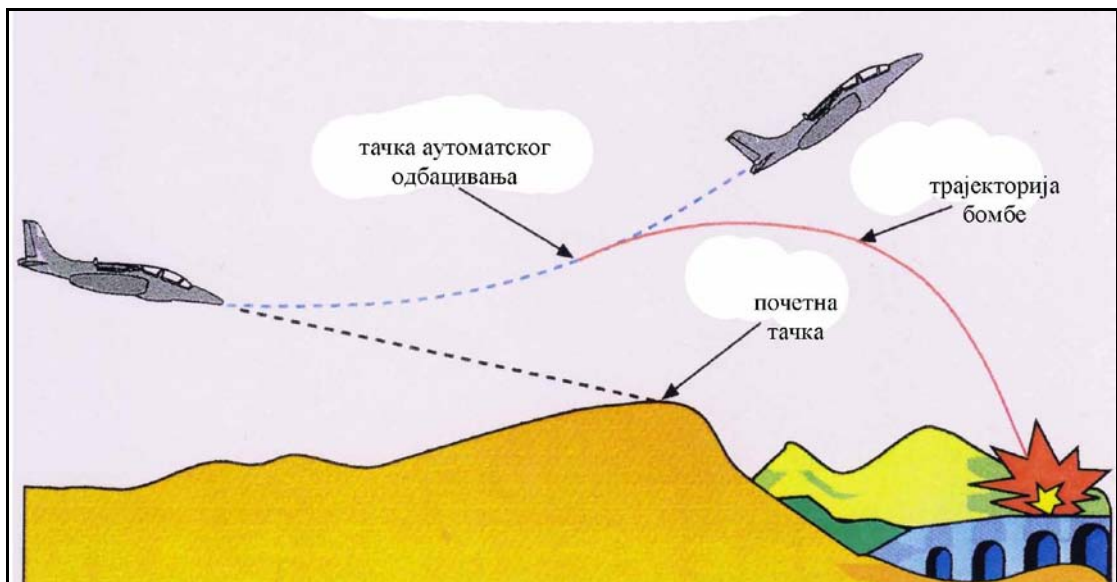
Потребно је напоменути, да за авионе ловачко-бомбардерске авијације, су посебно тешки за уништење тачкасти лако оклопљени и оклопљени земаљски циљеви, на скривеним местима концентрације, у природним склоништима терена (на пример, шумовити планински терени). За уништење таквих циљева постојећим убојним средствима понекад су потребни такви видови маневара, који захтевају граничне параметре управљања авионом.



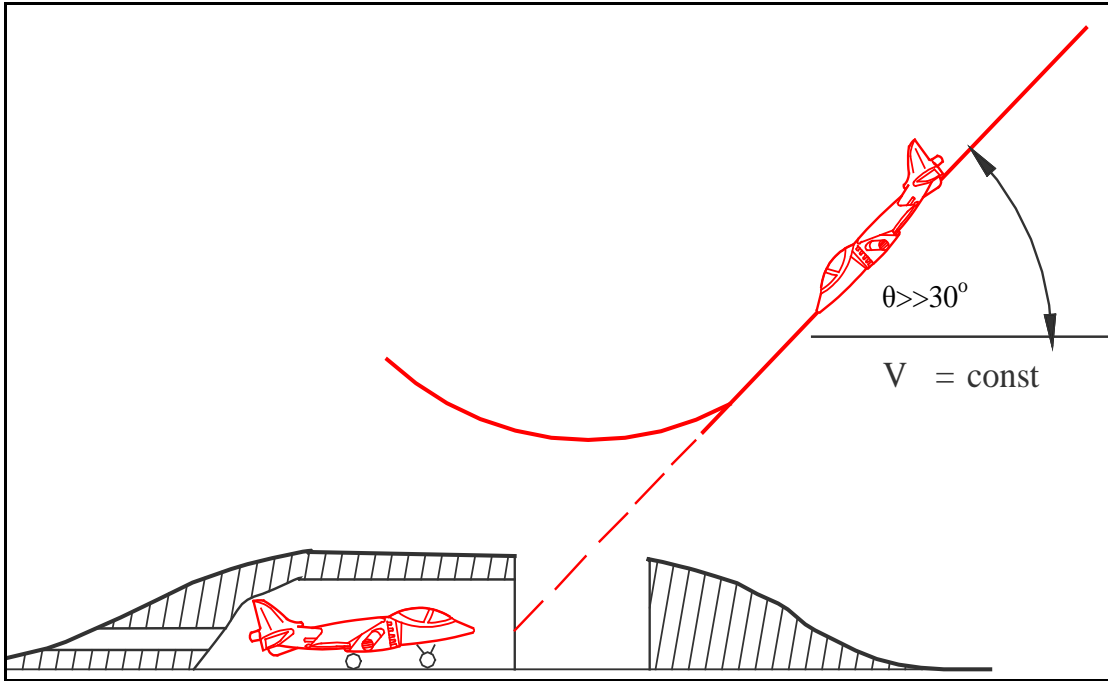
Слика 21. Метода сталног израчунавања тачке удара у моду топ/ракета



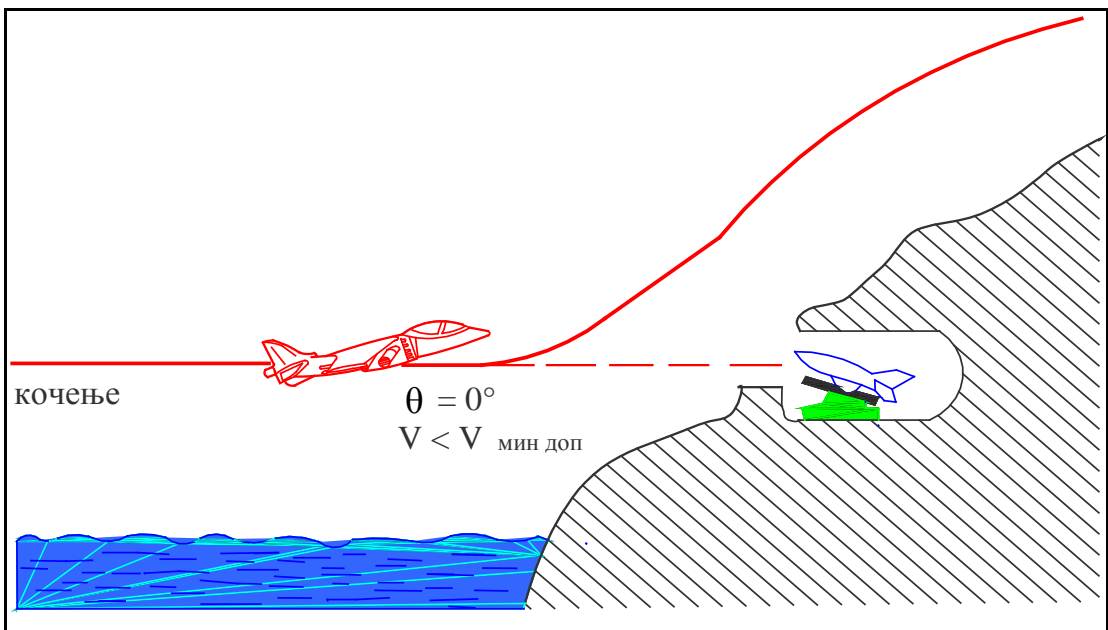
Слика 22. Метода сталног израчунавања тачке удара у директном моду високог одбацивања бомбе



Слика 23. Метода сталног израчунавања тачке лансирања – ниско одбацивање бомбе са почетном тачком



Слика 24. Напад из оштрог обрушавања с применом векторисања потиска



Слика 25. Напад из хоризонталног лета с применом векторисаног потиска

2.2.4 Приказ карактеристика ваздухопловних убојних средстава потребних за уништење циљева на земљи

Широки спектар постојећих убојних средстава, намењених за уништење било ког, ваздушног, поморског и земаљског циља у комбинацији са моћним авиорачунаром, посебно високе тачности и велике ефикасности одликује се вођеним убојним средствима. При дужим борбеним операцијама количина високо прецизних савремених самовођених убојних средстава се постепено смањује, интензитет отказа авиорачунара расте и умањује се број циљева са раније познатим координатама. У том случају при нападу авиона ловачко-бомбардерске авијације по већини циљева на земљи биће употребљена невођена убојна средства.

У састав постојећих невођених убојних средстава спадају:

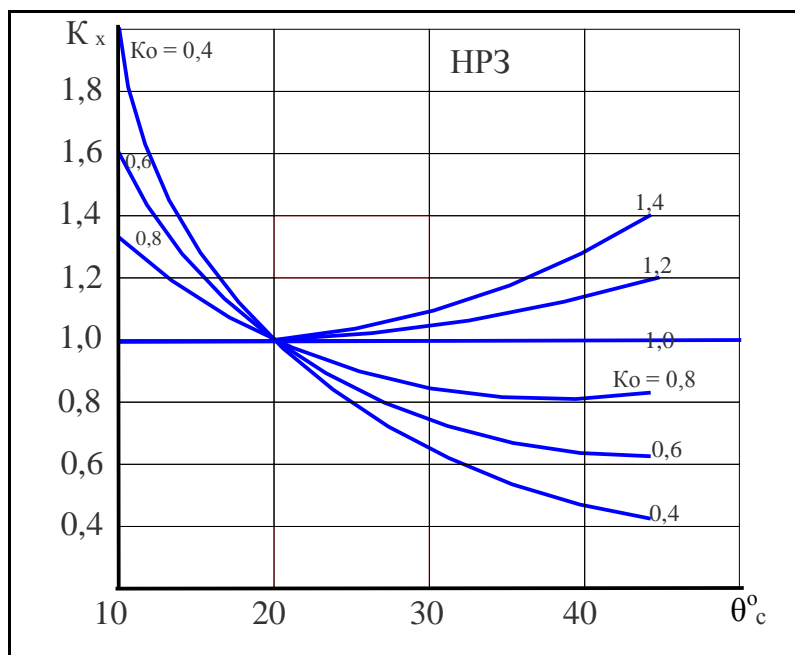
- бомбардерска убојна средства, у које се убрају авиобомбе (АБ), резервоари са запаљивом смесом (ЗБ) и једнократне касетне бомбе, која се деле по начину уништавајућег дејства у односу на дати циљ;
- невођена ракетна зрна (НРЗ), значај циља који се одређује начином уништавајућег дејства његових борбених делова;
- муниција за аутоматска авионска оружја, као што су меци авионских топова и митраљеза са гранатама подељеним у односу на дати циљ.

Основне карактеристике свих невођених убојних средстава су калибри, габаритне размере, балистичке карактеристике, карактеристике дејства уништења и дијапазон дозвољених углова њихове примене. Те карактеристике су детаљно описане у раду [42].

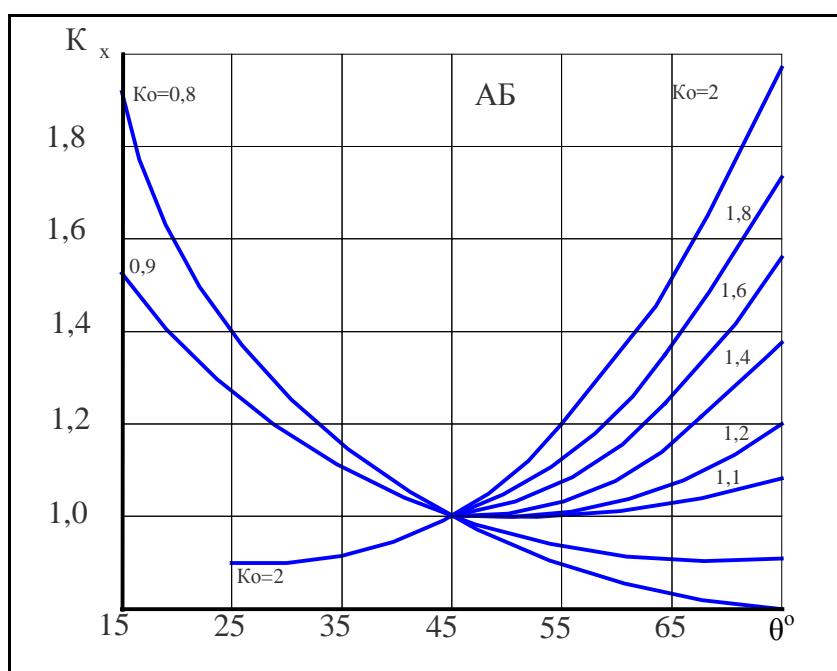
При планирању и организацији борбене употребе ловачко-бомбардерске авијације по објектима тактичког значаја треба да буде утврђен потребан степен оштећења. У складу са утврђеним степеном оштећења одређује се одређени тип уништења циља (А, Б, Ц).

Уништење циља изражено кроз карактеристике уништавајућег дејства невођених убојних средстава, разматрају се као значај смањења површине зоне уништења $S_{\text{п}}$, коју условно можемо представити у форми правоугаоника ($S_{\text{п}}=l_x l_z$), са странама l_x –у правцу лета и l_z –у бочном правцу.

Бројчана вредност $S_{\text{п}}$ зависи од услова борбене употребе, одређених углова и брзина сусрета убојних средстава са површином циља. Та зависност је изражена кроз коефицијент K_0 приказан на графиконима (слика 26 и 27). Коефицијент K_0 одређен је за свако убојно средство при конкретним угловима употребе. При одређеном коефицијенту K_0 одређује се коефицијент K_x , који носи исправку за вредност l_x ($S_{\text{п}}=K_x l_x l_z$). Сваком прорачуну „циљ-средство уништења“ и сваком типу уништења циља одговарају конкретне вредности смањене површине зоне уништења $S_{\text{п}}$. Као пример то је показано у табелама 2, 3 и 4.



Слика 26. Вредности коефицијента K_0 за НРЗ



Слика 27. Вредности коефицијента K_0 за авиобомбу

Табела 2.

Авион типа F-4, F-15, „Торнадо“ на незаштићеној стајанци

назив убојног средства	уништење			избацивање из строја			оштећење		
	S_n^A [m ²]	$I_x^A \times I_z^A$ [m]	K_0^A	S_n^B [m ²]	$I_x^B \times I_z^B$ [m]	K_0^B	S_n^C [m ²]	$I_x^C \times I_z^C$ [m]	K_0^C
ФАБ-500Ш	4300	54x80	1,3	6200	65x96	1,3	12000	90x134	1,3
ФАБ-500М-62	4300	52x83	1,5	6300	61x134	1,5	13000	90x144	1,4
ФАБ-500М-54	3500	45x77	1,5	4900	58x84	1,4	9800	81x121	1,3
ОФАБ-250-270	2900	40x72	1,6	4100	48x85	1,6	8600	69x124	1,6
ФАБ-250М-62	2200	37x59	1,4	3500	46x75	1,4	6800	65x104	1,4
ОФАБ-100-120	2000	34x58	1,5	3300	44x75	1,5	6800	63x108	1,5
АО-10	50	7x7,1	1,0	108	12x9,0	0,8	250	18x14	0,6
АО-1СЧ	18	4,5x4	0,9	40	8x5	0,8	80	10x8	0,8
ЗАБ-500Ш	800	32x25	1,0	2000	50x40	1,0	6000	90x87	1,0
С-24	1400	32x43	0,8	2100	40x53	0,8	4000	56x72	0,8
С-8	150	10x15	1,3	400	16x25	1,4	1100	27x41	1,4
С-5КО, С-5КП	80	10x8	1,0	140	10x14	1,2	280	14x20	1,2
ОФЗ-23	30	6x5	0,8	48	8x6	0,8	80	10x8	0,8
БЗ-23	15	5x3	0,8	20	5x4	0,8	54	9x6	0,8
ОФЗ-30	54	9x6	0,8	76	9,5x8	0,8	117	13x9	0,8
БР-30	45	9x5	0,8	72	9x8	0,8	104	13x8	0,8

Табела 3.

Хеликоптер типа AN-1G „Хју-Кобра“ на незаштићеној стајанци

назив убојног средства	уништење			избацивање из строја			оштећење		
	S_n^A [m ²]	$I_x^A \times I_z^A$ [m]	K_0^A	S_n^B [m ²]	$I_x^B \times I_z^B$ [m]	K_0^B	S_n^C [m ²]	$I_x^C \times I_z^C$ [m]	K_0^C
ФАБ-500Ш	3200	40x70	1,3	4600	55x84	1,3	7400	70x105	1,3
ФАБ-500ШН	2900	42x69	1,5	4000	49x82	1,5	6400	66x97	1,4
ФАБ-500М-54	2300	40x58	1,4	3500	47x75	1,4	5300	58x92	1,4
ОФАБ-250-270	1800	32x56	1,6	2600	39x67	1,6	4500	51x88	1,6
ФАБ-250М-62	1600	31x52	1,5	2400	39x62	1,4	3900	49x79	1,4
ОФАБ-100-120	1200	26x46	1,6	1900	32x58	1,6	3300	45x73	1,5
АО-10	40	8x5	0,9	80	11,5x7	0,8	120	13x9	0,6
ЗАБ-500Ш	1300	42x31	1,0	2200	54x41	1,0	4000	75x53	1,0
С-24	900	26x34	0,8	1200	51x39	0,9	2100	41x51	0,9
С-8	80	10x8	1,0	195	13x15	1,1	300	15x20	1,2
С-5КО, С-5КП	40	8x5	0,8	80	10x8	0,9	120	10x12	1,0
ОФЗ-23	20	5x4	0,7	30	7,5x4	0,7	40	8x5	0,8
БЗ-23	12	4x3	0,7	20	5x4	0,7	28	7x4	0,8
ОФЗ-30	30	6x5	0,7	40	8x5	0,7	51	8,5x6	0,8
БР-30	25	5x5	0,7	32	6,5x5	0,7	45	7,5x6	0,8

Табела 4.

Основни тенк типа М-61А у капониру

назив убојног средства	уништење			избацивање из строја			оштећење		
	S_{Π}^A [m ²]	$I_x^A \times I_z^A$ [m]	K_0^A	S_{Π}^B [m ²]	$I_x^B \times I_z^B$ [m]	K_0^B	S_{Π}^C [m ²]	$I_x^C \times I_z^C$ [m]	K_0^C
ПТАБ-2,5М	3,3	2,2x1,5	0,9	4,7	2,6x1,8	0,9	6,8	3,4x2	0,8
С-8	6,4	3,2x1,5	0,9	8	4x2	0,8	12	6x2	0,8
С-5КО, С-5КП	4,2	3x1,4	0,9	5,1	3,1x1,6	0,8	8	4x2	0,8

Подаци о $S_{\text{п}}=I_x I_z$, приказани у табелама 2, 3 и 4 прорачунати за одређене углове сусрета убојног средства са површином циља θ_s , који је са своје стране повезан са углом обрушавања θ . За невођена ракетна зрна и топовске гранате то је угао једнак $\theta_s=20^\circ$, а за авиобомбе $\theta_s=45^\circ$. Ако је $\theta_s \neq 20^\circ$ и $\theta_s \neq 45^\circ$, тада је I_x потребно помножити са K_x (слика 26 и 27).

Дијапазон допуштених услова примене убојних средстава одређен је условима безбедности отварања ватре и бомбардовања при налету авиона. Безбедни услови отварања ватре и бомбардовања одређују се рачунским путем са прорачуном динамике лета авиона, балистичких карактеристика муниције и експерименталним карактеристикама разлетања гелера, заобилази се из потребе, да ни један гелер не би могао погодити у сопствени авион. Они за свако убојно средство одређују минималну безбедну даљину отварања ватре (D_{min}) у дозвољеном дијапазону брзина и углова обрушавања сваког авиона.

На пример, величина D_{min} без прорачуна продуженог отварања ватре–т, одређује се на основу радијуса разлетања парчади r_r , брзине паљбе V и оптерећења на вађењу из обрушавања n_z при углу обрушавања θ . (слика 75)

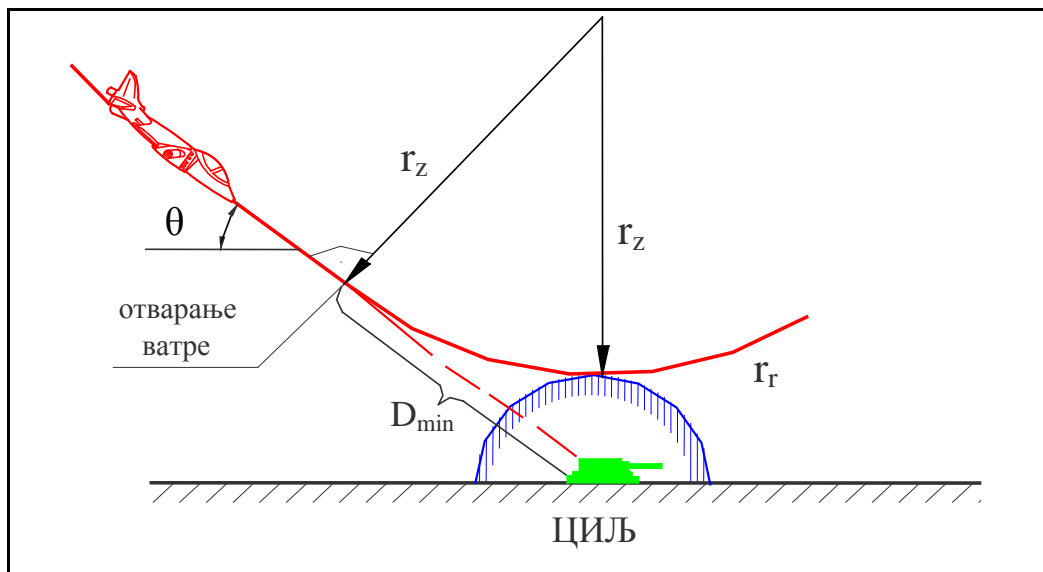
$$D = \sqrt{(r_z + r_r)^2} - r_z \quad (2.24)$$

$$r_z = \frac{V^2}{g(n_z - \cos \theta)} \quad (2.25)$$

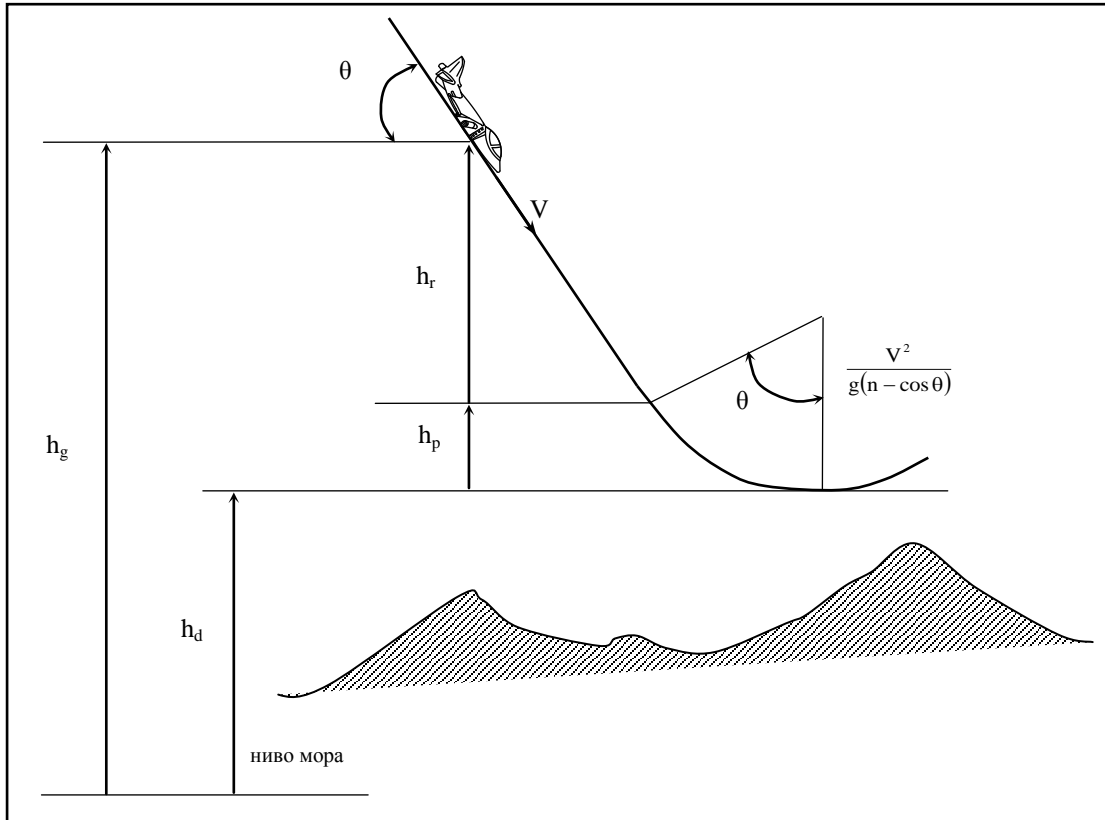
Под ефективношћу борбене употребе убојних средстава подразумева се ефикасност отварања ватре (гранатирања), бомбардовања, ракетирања (ефикасност ватрених дејстава) по објектима дејства авијације.

За бројчану оцену ефективности борбене употребе убојних средстава употребљавају се следећи показатељи:

- вероватноћа уништења једног објекта (циља) при једном ватреном дејству – W_1 ;
- вероватноћа уништења једног објекта (циља) при N ватрених дејстава – W_N ;
- математичко очекивање броја уништених елементарних циљева у саставу групног објекта (делови уништене површине површинског објекта) при једном ватреном дејству – M_1 ;
- математичко очекивање релативног оштећења (делови уништених елементарних циљева у саставу групног објекта и делови уништених површина за површински објекат), задатом прорачунском објекту дејства авијације при N независних ватрених дејстава – M_N .



Слика 28. Шема вађења из напада



Слика 29. Параметри вађења из напада

Параметри:

h_d – реперна висина

h_g – висина изнад земље

h_p – губитак висине при вађењу

h_r – губитак висине од кашњења пилота

t_p – време реакције пилота

V – брзина авиона

θ – угао обрушавања

n – оптерећење авиона

$$h_g = h_r + h_p + h_d$$

$$h_r = V \cdot t_p \cdot \sin \theta$$

$$h_p = \frac{V^2}{g(n - \cos \theta)} (1 - \cos \theta)$$

Под уништењем било ког прорачунског објекта подразумева се наношења, на истом, оштећења не мање од заданог.

Вероватноћа уништења било ког прорачунског објекта користи се у основи при планирању борбене примене убојних средстава (избор варијанте наоружања, његовог типа, калибра и количине), а математичко очекивање оштећења користи се у својству показатеља ефикасности, главним начином при поређењу оцене резултата борбене употребе алтернативних убојних средстава.

Прорачунска метода ефикасности невођених убојних средстава дата је у раду [43] и у суштини заснована на одређивању погађања редуковане зоне уништења основног циља S_{Π} са смањеном зоном растурања невођених убојних средстава ($L_x L_y$) дуж осе x (у правцу лета) и y (у бочном правцу).

Погађање редуковане зоне уништења основног циља са смањеном зоном растурања невођених убојних средстава, зависи од следећих параметара:

- угла сусрета убојног средства са површином циља – θ_s ;
- угла обрушавања авиона – θ ;
- даљине отварања ватре, лансирања ракете, одбацивања бомбе – D ;
- брзине авиона при отварању ватре, бомбардовању, лансирању ракета – V ;
- продуженом отварању ватре, ракетирању – τ ;
- броја бомби, граната, ракета, усмерених на циљ при једном нападу – n .

Вероватноћа уништења основног објекта (циља) при једном ватреном дејству израчунава се по формули:

$$W_1 = M_1 = MG = M_x(C_x^*; l_x^* + L_x^*)M_y(C_y^*; l_y^* + L_y^*)G \quad (2.26)$$

где су:

- $M_x(C_x^*; l_x^* + L_x^*) = \hat{R}_x$ – вероватноћа погађања дела l_x , делом L_x (аналоган смисао има \hat{R}_y за делове $l_y L_y$);

- G –средња вредност вероватноће уништења једног основног циља по угловима гађања, дошавши у сужену зону разлетања муниције.

При N ватрених дејстава за j –то убојно средство, вероватноћа уништења циља израчунава се по формули:

$$W_N = 1 - \prod_{j=1}^N (1 - W_j) \quad (2.27)$$

У формули (2.26) величине C_X^* и C_Y^* представљају односне размере групног (површинског) објекта (за појединачни циљ $C_X^* = C_Y^* = 0$), на којем су средине основних циљева распоређени статистички равномерно, са прорачуном групног растурања дуж осе x и y . C_X^* и C_Y^* јављају се као функције следећих параметара:

$$C_X^*, C_Y^* = f(\theta, D)$$

Величине I_X^* и I_Y^* представљају односне размере редуковане зоне уништења основног циља са прорачуном групног растурања убојних средстава дуж оса x и y . I_X^* и I_Y^* јављају се као функције следећих параметара: $I_X^*, I_Y^* = f(\theta, \theta_s, D)$.

Величине L_X^* и L_Y^* представљају односне размере редуковане зоне растурања убојних средстава са прорачуном групног и појединачног растурања убојних средстава дуж оса x и y . L_X^* и L_Y^* јављају се као функције следећих параметара:

$$L_X^*, L_Y^* = f(\theta, V, \tau, n),$$

где су:

- θ – угао обрушавања авиона;
- V – брзина авиона у обрушавању;
- τ – продужено време паљбе;
- n – број граната.

Дакле, карактеристике уништавајућег дејства невођених убојних средстава, њихове балистичке карактеристике и логична ефективност њихове борбене употребе у вези су са таквим параметрима лета авиона као што су угао обрушавања при нападу θ , потребна је стална брзина у обрушавању у моменту лансирања ракете, одбацивања бомбе, отварања ватре – V .

Параметри θ и V утичу на растурање граната, рикошет граната и рад нишанског система, а то се у коначном резултату одражава на ефективност борбене употребе невођених убојних средстава.

То је посебно важно при нападу на тачкасте земаљске циљеве са употребом топа и невођених ракетних зрна.

Са повећањем угла обрушавања θ , повећава се површина редуковане зоне уништења убојних средстава, смањује се растурање и расте ефикасност њихове борбене употребе. Смањење брзине лета авиона у обрушавању- V , доводи до смањења минималне безбедне даљине отварања ватре – D_{\min} , и повећава се тачност погађања невођених убојних средстава у циљ. Исто тако, битно смањење брзине авиона при лансирању невођених ракетних зрна доводи до повећања њиховог појединачног растурања и негативно се одражава на ефикасност борбеног успеха, посебно при употреби по тачкастим земаљским циљевима.

Константност брзине авиона у обрушавању – V , код већине авиона ловачко-бомбардерске авијације диктира се прорачунским условима рада њихових нишанских система, као и повећањем тачности нишањења наоружања на циљ без поновног тримовања авиона по брзини.

Параметри θ и V зависе од маневарских могућности авиона и ограничени су условима безбедности њихове употребе.

На пример, за већину авиона ловачко-бомбардерске авијације, угао обрушавања авиона при нападу θ , налази се у границама између 10° и 30° . Са повећањем угла обрушавања ($\theta > 30^\circ$), опажа се повећањем брзине у обрушавању – V , штавише при коришћењу ваздушних кочница. То доводи до повећања минималне безбедне даљине отварања ватре – D_{\min} , погоршања услова нишањења при прекорачењу критичног Маховог броја ($M_{кр} \approx 0,8-0,85$), могућности улетања авиона у зону разлетања парчади и судара са земљом.

Према томе, из анализе карактеристика уништавајућег дејства невођеним убојним средствима, дијапазона дозвољених услова њихове примене и прорачуна ефикасности њихове употребе, може се извести закључак о могућности повећања ефикасности употребе невођених убојних средстава посредством побољшања маневарских карактеристика авиона.

2.2.5 Преглед средстава противваздухопловне одбране противника

Противваздушна одбрана (ПВО) могућег противника представља један од главних видова његове борбене заштите. У савременим условима она је већ део борбених дејстава, онолико колико од њене ефикасности зависи исход борбе. Основни задатак противваздухопловне одбране противника је заштита трупа и објеката позадине од налета и удара авијације. Одбрана јединица, командних пунктова, издвојених објеката и позадинских рејона, противваздушна одбрана противника остварује се снагама и средствима своје трупе противваздухопловне одбране у узајамним дејствима са снагама и средствима ловачке авијације тактичког задатка.

Како се наглашавало у страниј војној литератури [36], главни задаци одбране објеката позадине, корпуса и бригада вршиће се противавионским ракетним системима великог и средњег домета. Тим системима припадају и усавршени „Хок“ и „Патриот“. Међутим, тактика борбених дејстава средстава ваздушног напада је претрпела битне промене. Авијација је освојила мале и гранично мале висине, дејствујући при томе на широком дијапазону брзина и користећи средства електронског ометања, што је довело до наглог смањења даљине откривања ваздушних циљева и скраћења времена за припрему елемената за отварање ватре по њима.

Искуство локалних ратова и испитивања на полигону су показали да противавионски ракетни системи великог и средњег домета, иако и тако способни, али нису рационални за уништење нисколетећих циљева и рационалнија је њихова примена за одбијања налета авијације са великих и средњих висина.

Претпоставља се, да на планинском земљишту Србије, за уништење нисколетећих циљева, противник ће се широко користити савременим средствима противваздухопловне одбране малог и средњег домета за уништење нисколетећих авиона и хеликоптера.

За уништење нисколетећих високоманеварских циљева на малој и средњој удаљености користе покретне самоходне противавионске ракетне системе малог домета, преносне противавионске ракетне системе, противавионска артиљеријска средства и противавионске системе и средства са комбинованим ракетним и артиљеријским наоружањем. Већина од њих је опремљена прецизним системима навођења и, као правило, комбинованим. При пројектовању и изради таквих средстава противваздухопловне одбране, иностраним стручњацима су формулисали основне тактичко-техничке потребе за њих. Тако, на пример, противавионски ракетни системи треба да уништавају ваздушне циљеве, који лете брзинама до 700 m/s и који имају ефективну одразну површину од 0.1 m² и више, на висинама од 15-6000 метара и на удаљеностима 7-10 km. Системи треба да буду у сталној приправности за процену ваздушне ситуације и да откривају циљеве чак и у време кретања, треба да имају малу временску реакцију и високу вероватноћу уништења циља при различитој видљивости дању и ноћу. Поред тога сваки противавионски ракетни систем треба да има опрему за препознавање „свој-туђ“, велику количину припремљених ракета за испаливање, аутомат за поновно пуњење система за лансирање, довољно високу покретљивост и у складу са тим једноставно опслуживање.

Постојећи системи, који у великој мери одговарај постојећим захтевима приказани су у табели 5.

Не обазирјући се на, велике могућности противавионских ракетних система кратког домета, потребе противника у противавионској цевној артиљерији и преносним противавионским ракетним системима условљена је низом предности тих типова наоружања. Одликују се следећим особинама: мало време реакције, способност брзог преношења ватре са једног циља на други, могућност отварања ватре и по земаљским циљевима, мале димензије мртве зоне у близини ватреног положаја, једноставност у експлоатацији. Основне тактичко-техничке карактеристике неколико страних модела тих видова наоружања приказани су у табелама 5, 6 и 7.

Табела 5.

Карактеристике неких противавионских ракетних система

назив убојног средства, земља порекла	карактеристика ПА комплекта				карактеристика ПА вођене ракете			систем вођења
	даљина пресретања [km]	висина пресретања [km]	време реакције	максимална брзина уништења циља	стартна тежина [kg]	максимална брзина [m/s]	бојева глава ракете: т и ц тежина [kg]	
	максимална минимална	максимална минимална						
„Спада“ Италија	$\frac{15}{-}$	$\frac{6}{0,015}$	20	-	220	700	$\frac{ЕФ}{33}$	полуактивно, радарски
„Скајгард-спароу“ Швајцарска	$\frac{10}{1,5}$	$\frac{6}{0,015}$	6-8	400	205	700	$\frac{ЕФ}{30}$	полуактивно, радарски
„Шаин“ Француска	$\frac{10}{0,5}$	$\frac{3}{0,05}$	6	410	105	850	$\frac{ЕФ}{15}$	радиокомандни
ADATS Швајцарска	$\frac{8}{1,0}$	$\frac{5}{-}$	-	-	51	900	$\frac{ЕФ+К}{12}$	радиокомандни и по ласерском снопу
„Роланд“ Немачка	$\frac{6,2}{0,26}$	$\frac{5,5}{0,015}$	6-8	450	62,5	580	$\frac{ЕФ}{6,5}$	радиокомандни
„Рапира“ Велика Британија	$\frac{5}{0,5}$	$\frac{3,6}{0,03}$	7	360	43,5	650	$\frac{П}{-}$	радиокомандни
„Чапарел“ САД	$\frac{4(угоњењу)}{0,8}$	$\frac{2,5}{0,15}$	10	270	84	850	$\frac{ЕФ}{5}$	пасивни ИЦ
Кротал“ Француска	$\frac{3}{0,05}$	$\frac{3}{0,05}$	6	410	80	800	$\frac{ЕФ}{15}$	радиокомандни

Ефективност средстава противваздухопловне одбране противника разматра се као вероватноћа уништења циља средствима противваздухопловне одбране противника ($W_{\text{пво}}$) на маршрути и у рејону циља. За средства противваздухопловне одбране малог домета, њихова ефективност се разматра као вероватноћа уништења циља – $W_{\text{пво}}$ у рејону циља. $W_{\text{пво}}$ се јавља као сложена функција и одређује се типом и количином средстава противваздухопловне одбране, њиховим карактеристикама, распоредом и густином око циља, осетљивости авиона и његовог режима лета, употребом авионског ометања итд. При прорачуну ефективности противавионских ракетних система малог домета, отварање ватре противавионских ракетних система разматра се као уопштени хитац. Узастопно лансирање ракета противваздухопловне одбране по авиону, после се изводе дефиниције резултата уништења авиона претходном ракетом. Тада се вероватноћа уништења авиона одређује по формули:

$$W_{\text{пво}} = W_{\text{пар}} = 1 - \prod_{j=1}^n (1 - W_{\text{јпар}}) \quad (2.28)$$

где су:

$W_{\text{јпар}}$ -вероватноћа уништења авиона једном ракетом;

n -количина испалених ракета на авион.

Прорачун ефективности противавионских артиљеријских система ($W_{\text{пво}}=W_{\text{пас}}$) заснован је на условима вођења ватре у некој одређеној тачки за дискретно одређено време – τ .

Табела 6.

Карактеристике неких преносних противавионских ракетних система

назив убојног средства, земља порекла	даљина отварања ватре, <u>максимална</u> <u>минимална</u> [km]	максимална висина пресретања [km]	карактеристика ПА вођене ракете		систем навођења
			маса, <u>ракета</u> б.глава [kg]	максимална брзина [m/s]	
„Ред Ај“ САД	<u>3.6</u> (у гоњењу) 0,5	2,5	<u>8.2</u> 0,5	600	пасивно ИЦ
„Стингер“ САД	<u>5.2</u> (у гоњењу) 0,6	3,5	<u>9.5</u> 1	700	пасивно ИЦ
„Донавелин“ Велика Британија	<u>5</u> 0,3	2	-	-	радиокомандно
„Мистрал“ Француска	<u>6</u> 0,5	3	<u>17</u> 3	900	пасивно ИЦ

Табела 7.

Карактеристике неких артиљеријских противавионских система

назив, земља порекла	борбена маса [t]	маса гранате, [kg] почетна брзина гранате, [m/s]	максимална ефективна даљина отварања ватре, [km]	темпо отварања ватре, [брзина/мин]	борбени комплет муниције који се вози
35mm двоцевно самоходно ПА оруђе „Гепард“, Немачка	45,6	<u>0,55</u> 1175	4	550	680
30mm двоцевно самоходно ПА оруђе, на основи тенка АМХ-13, Француска	17,2	<u>0,36</u> 1000	3,5	600	600
25mm четвороцевно самоходно ПА оруђе „Мадис“, Италија	12,5	<u>0,5</u> 1100	2	570	630
20mm шестоцевно самоходно ПА оруже, М163 „Вулкан“, САД	12,3	<u>0,12</u> 1030	1,5	5000	1800

При заједничком дејству противавионских ракетних система и противавионских артиљеријских система по авиону у нападу њихова ефективност се може изразити као:

$$W_{\text{пво}} = W_{\text{пар}} + W_{\text{пас}} - W_{\text{пар}} W_{\text{пас}}, \quad (2.29)$$

Узимајући у обзир разноврсност прорачунских тактичких варијаната одбране земаљских циљева средствима противваздухопловне одбране противника, при формирању прорачунатог алгоритма израчунавања $W_{\text{пво}}$,

могуће је користити се територијалним обрасцем противваздухопловне одбране са размештеним средствима код следећих претпоставки:

- у рејону земаљског циља авион може бити оборен у било ком моменту; процес дејства средстава противваздухопловне одбране по авиону одговара Пуасоновом закону случајне расподеле;
- распоред средстава противваздухопловне одбране око земаљских циљева сматра се равномерним са одређеном густином – λ_i ;
- вероватноћа откривања нисколетећег авиона узима се као једнака вероватноћи праве видљивости по средње статистичким угловима заштите посматраног рељефа терена;
- у својству (квалитет) средстава противваздухопловне одбране за нисколетеће циљеве одабиру се најраспрострањенија средства противваздухопловне одбране противника (противавионски ракетни системи и противавионски артиљеријски системи) у складу са условима Србије.

3 Симулациони модел понашања летелице у прелазним режимима лета

3.1 Модел динамике лета летелице

Тежња за повећањем експлоатационих маневарских особина летелице захтева проширење анvelope лета и коришћење свих потенцијалних динамичких могућности при пројектовању авиона. Стога се проучавање динамике лета као и синтеза управљања све више ослања на примени што тачнијег математичког модела. Математички модел авиона као крутог тела са шест степени слободе у квазистационарном струјном пољу је систем диференцијалних једначина који може за потребе праксе довољно тачно да опише сва функционална кретања (маневре) авиона.

При анализи као и при управљању кретањем објекта обично се посматра неко његово жељено, задато номинално кретање које се назива непоремећено кретање. Том приликом се посматрају, у извесном смислу, њему блиска кретања која се зову поремећајна кретања. У ову сврху је погодно користити математички модел којим се поремећајно кретање описује преко прираштаја величина стања које карактеришу непоремећајна кретања.

Други важан чинилац, с обзиром на сложеност целокупног модела кретања, је могућност разлагања на више подсистема који су слабо међусобно спрегнути у смислу да карактеристичне динамичке особине које поседују као изоловани задржавају и у садејству са остатком система. Ово је посебно важно за управљање авионом с обзиром на то да се скоро у потпуности класични прилаз пројектовању система управљања заснива на декомпозицији кретања авиона као крутог тела на уздужно и попречно смерно или још ближе на пропињање, ваљање, скретање и транслацију. Уобичајено је да се анализа динамичких особина врши применом нелинеарног модела уопршћеног у већој или мањој мери, док се синтеза управљања базира на линеарним моделима.

3.2 Комплетни модел кретања авиона

При образовању математичког модела кретања авиона се полази од претпоставке да се са становишта разматрања динамике лета и система управљања летом он са довољно тачности може представити као круто тело са шест степени слободе у квазистационарном струјном пољу.

Математички модел се дефинише на основу следећих претпоставки:

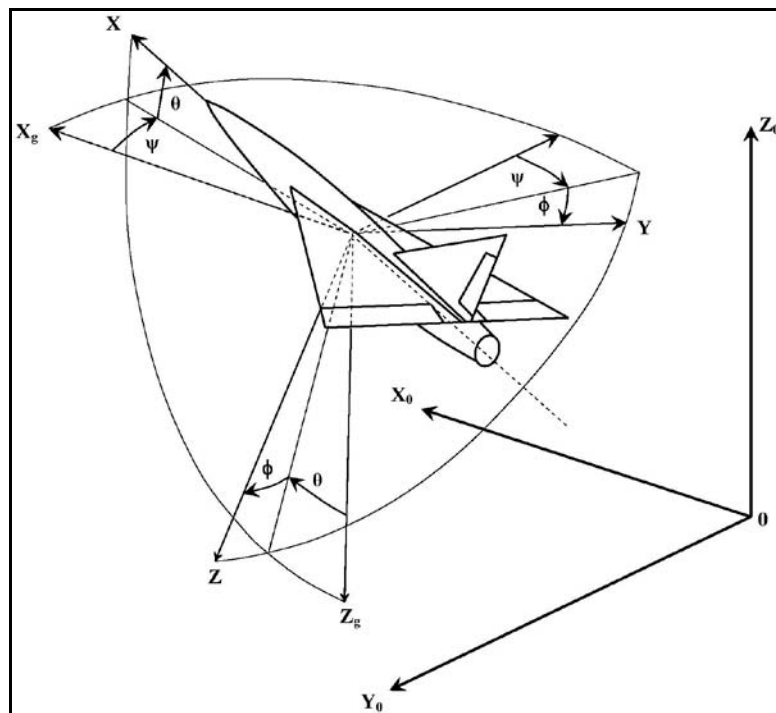
- П1. Авион има раван симетрије,
- П2. Авион је круто тело са шест степени слободе кретања,
- П3. Маса и моменти инерције авиона су непроменљиви у оквиру периода интеграције,
- П4. Аеродинамичко струјно поље око авиона је квазистационарно,
- П5. Средина у којој се креће авион задовољава законе стандардне атмосфере и мирује у односу на земљу,
- П6. Закривљеност Земље се занемарује,
- П7. Координатни систем везан за површину Земље је инерцијални систем и
- П8. Коефицијенти аеродинамичке силе и момената зависе од Рејнолдсовог и Маховог броја, вектора линеарне брзине и убрзања и угаоне брзине авиона у односу на околни ваздух, отклона командних површи и конфигурације авиона; коефицијенти су линеарни по убрзањима и угаоној брзини.

За посматрање величина коришћених у моделу кретања авиона су обично довољни следећи правоугли десно орјентисани координатни системи:

а) Инерцијални (O, X_E, Y_E, Z_E) (слика 30), са координатним почетком O произвољно постављеним на површину Земље, осом Z_E у правцу земљине теже и усмереном навише и по потреби изабраном правцу оса X_E или Y_E .

б) Покретни (CM, X_g, Y_g, Z_g) (слика 30), са координатним почетком CM у центру инерције авиона, осом X_g паралелно оси X_E и истог смера, осом Y_g паралелно оси Y_E и осом Z_g паралелно оси Z_E и у смеру земљине теже.

в) Везани (CM, X, Y, Z) (слика 30), са координатним почетком CM у центру инерције авиона, осом X везаном за избрани правац у равни симетрије авиона и усмереном напред, а осом Z усмереном надоле.

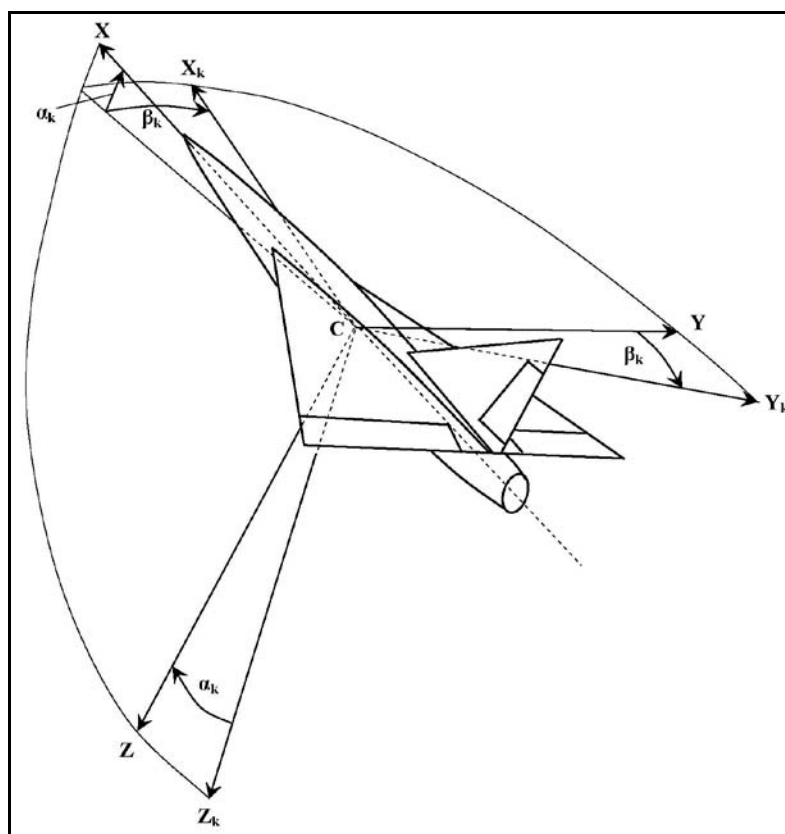


Слика 30. Инерцијални, покретни и везани координатни систем

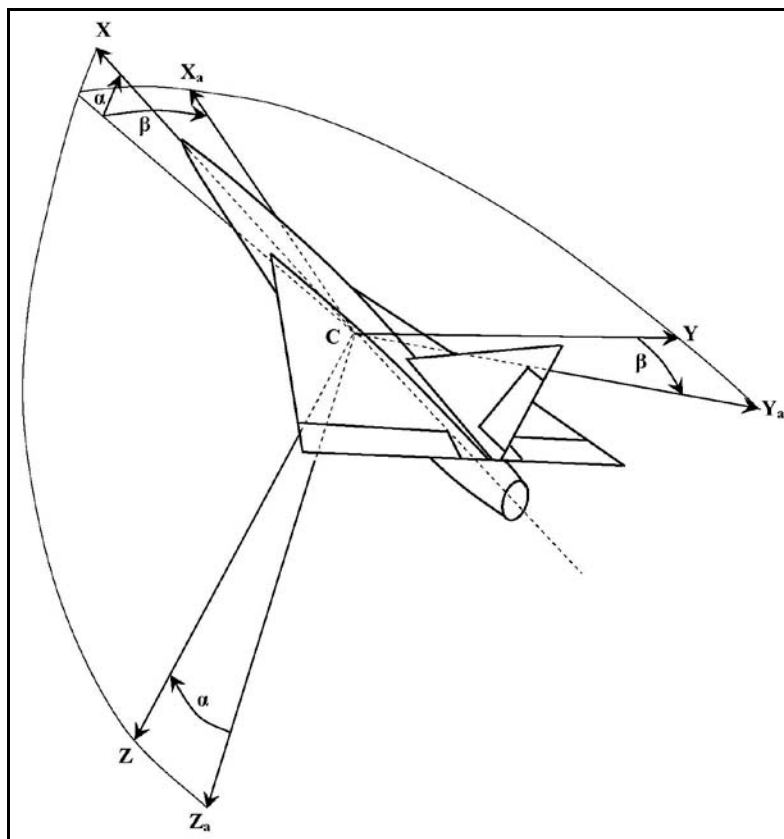
г) Брзински (CM, X_k, Y_k, Z_k) (слика 31), са координатним почетком CM у центру инерције авиона и осом X_k у правцу и смеру вектора врзине $\vec{V}_{(K)}$ авиона у односу на инерцијални систем. Оса Z_k лежи у равни симетрије авиона орјентисана тако да, када осе X_k и X имају исти правац и смер, тада и осе Z_k и Z имају исти правац и смер.

д) Струјни (CM, X_a, Y_a, Z_a) (слика 32), са координатним почетком CM у центру инерције авиона и осом X_a у правцу и смеру релативне врзине \vec{V} авиона у односу на околну ваздушну средину непоремећену локалним струјним пољем

авиона. Оса Z_a лежи у равни симетрије авиона орјентисана тако да када осе X_a и X имају исти правац и смер, тада и осе Z_a и Z имају исти правац и смер.



Слика 31. Везани и брзински координатни систем



Слика 32. Везани и струјни координатни систем

Векторска величина \vec{r} из тродимензионалног Еуклитског простора се приказује својим пројекцијама у побројаним координатним системима, а означава се са \mathbf{r} и одговарајућим индексима, на пример са $\mathbf{r}_E \mathbf{r}_k \mathbf{r}$ означавају се пројекције вектора \vec{r} на осе инерцијалног, брзинског и везаног координатног система респективно.

Математички модел кретања авиона је дат векторским једначинама сила и момената, па се претварањем две нелинеарне тродимензионе векторске диференцијалне једначине другог реда у систем од дванаест нелинеарних диференцијалних једначина првог реда добија облик погодан за примену на рачунару.

Ових дванаест једначина одређује вектор стања X следећег облика:

$$X = \left(\hat{v}_{(k)}^T, \Omega^T, \hat{\phi}^T, X_0^T \right)^T. \quad (3.1)$$

Вектор стања X се састоји од четири вектора физичких величина, и то:

- вектора брзине:

$$\hat{V}_{(K)} = [V_{(K)}, \beta_K, \alpha_K]^T \quad (3.2)$$

где су: $V_{(K)}$ - брзина лета, β - угао клизања и α - нападни угао.

- угаоне брзине:

$$\Omega = [P, Q, R]^T \quad (3.3)$$

где је P, Q, R пројекција вектора угаоне брзине за осе везаног система X, Z, Y респективно.

- угаоне орјентације:

$$\hat{\phi} = [\phi, \theta, \psi]^T \quad (3.4)$$

где су ϕ, θ, ψ Ојлерови углови ваљања, пропињања и скретања.

- и позиције:

$$X_o = [x_o, y_o, z_o]^T \quad (3.5)$$

где су x_o, y_o, z_o координате центра инерције авиона у односу на инерцијални систем.

Или у развијеном облику

$$X = [V_{(K)}, \beta_K, \alpha_K, P, Q, R, \phi, \theta, \psi, x_o, y_o, z_o]^T. \quad (3.6)$$

Дефиниције уведених величина су узете према ISO препорукама. Дужине се мере метрима, време секундама, а углови радијанима.

Основу при образовању једначина кретања чини други Њутнов закон, који је за кретање центра инерције авиона (као материјалне тачке) облик

$$\frac{d}{dt}(\vec{K}) = \vec{F}_a + \vec{F}_g + \vec{F}_p \quad (3.7)$$

где је $\vec{K}_{(K)} = m\vec{V}_{(K)}$ количина кретања авиона, а \vec{F}_a аеродинамичка, \vec{F}_g гравитациона и \vec{F}_p пропулзивна сила док је за обртање авиона као крутог тела око центра инерције облика

$$\frac{d}{dt}(\vec{L}) = \vec{M}_a + \vec{M}_p \quad (3.8)$$

где \vec{L} означава момент количине кретања, а \vec{M}_a момент аеродинамичких и \vec{M}_p момент пропулзивних сила. Ако са T_{ab} обележимо матрицу трансформације неког вектора r_b из координатног система „b“ у координатни систем „a“.

На основу чињенице да је за ортогоналну трансформацију T_{ab} њој инверзна трансформација $T_{ba} = (T_{ab})^{-1} = T_{ab}^T$ и особине да је $T_{rb} = T_{ra} \cdot T_{ab}$ може се одредити матрица било које трансформације.

Једначина сила (закон промене количине кретања) дата је пројекцијама вектора на брзински систем:

$$m\mathbf{a}_k = \mathbf{F}_{ak} + \mathbf{F}_{g,k} + \mathbf{F}_{p,k} \quad (3.9)$$

где је

$$\bar{\mathbf{a}} = \frac{d}{dt}(\bar{\mathbf{V}}).$$

Једначина момената (закон о промени момента количине кретања) у односу на везани систем:

$$\dot{\mathbf{L}} = \mathbf{M}_a + \mathbf{M}_p \quad (3.10)$$

У том случају момент количине кретања постаје:

$$\dot{\mathbf{L}} = \int_m (\bar{\mathbf{r}} \times \bar{\mathbf{V}}_{(K)}) dm \quad \text{или} \quad \mathbf{L} = \mathbf{J} \cdot \boldsymbol{\Omega} \quad (3.11)$$

са тензором инерције датим са

$$\mathbf{J} = \begin{vmatrix} J_x & -J_{xy} & -J_{xz} \\ -J_{xy} & J_y & -J_{yz} \\ -J_{xz} & -J_{yz} & J_z \end{vmatrix} \quad (3.12)$$

Једначине (3.9 и 3.10) служе да се у инерцијални координатном систему одреде вектори линеарне брзине $\bar{\mathbf{V}}_{(K)}$ и угаоне брзине $\bar{\boldsymbol{\Omega}}$.

Са додатним кинематским реализацијама

$$\hat{\boldsymbol{\phi}} = \mathbf{T}_\phi(\hat{\boldsymbol{\phi}})\boldsymbol{\Omega} \quad (3.13)$$

$$\dot{\mathbf{X}}_o = \mathbf{T}_{ob}(\hat{\boldsymbol{\phi}})\mathbf{V}(\hat{\mathbf{V}}) \quad (3.14)$$

једначине (3.9 и 3.10) чине систем диференцијалних једначина дванаестог реда и представљају математички модел кретања авиона. У горњим једначинама m је маса авиона, a_k је убрзање центра маса, $F_{a,k}$, $F_{g,k}$ и $F_{p,k}$ су аеродинамичка, гравитациона и пропулзивна сила, \dot{L} је извод момента количине кретања авиона, M_a и M_p су моменти аеродинамичке и пропулзивне силе, T_{ab} је матрица трансформације координата из везаног у инерцијални координатни систем

$$T_{ob} = T_{og} \cdot T_{gb}$$

где је T_{og} матрица трансформације из покретног у инерцијални координатни систем. T_{og} је дато са:

$$T_{og} = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{vmatrix} \quad (3.15)$$

а систем везан за тело у покретни координатни систем T_{gb} са:

$$T_{gb} = \begin{vmatrix} \cos \theta \cos \psi & \sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \phi & \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi \\ \cos \theta \sin \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi & \cos \phi \sin \theta \cos \psi - \sin \phi \cos \psi \\ -\sin \theta & \sin \phi \cos \theta & \cos \phi \cos \theta \end{vmatrix} \quad (3.16)$$

Из кинематског у координатни систем везан за тело T_{bk} :

$$T_{bk} = \begin{vmatrix} \cos \beta_k \cos \alpha_k & -\sin \beta_k \cos \alpha_k & -\sin \alpha_k \\ \sin \beta_k & \cos \beta_k & 0 \\ \cos \beta_k \sin \alpha_k & -\sin \beta_k \sin \alpha_k & \cos \alpha_k \end{vmatrix} \quad (3.17)$$

а из струјног у координатни систем везан за тело T_{ba} са:

$$T_{ba} = \begin{vmatrix} \cos \beta \cos \alpha & -\sin \beta \cos \alpha & -\sin \alpha \\ \sin \beta & \cos \beta & 0 \\ \cos \beta \sin \alpha & -\sin \beta \sin \alpha & \cos \alpha \end{vmatrix} \quad (3.18)$$

Из дефиниције струјног координатног система следи да угао клизања β заклапа брзина \vec{V} (оса X_a) са равни симетрије авиона, а нападни угао авиона α заклапа пројекција брзине \vec{V} у равни симетрије са осом X координатног система везаног за авион. Када је пројекција брзине \vec{V} на осу Y позитивна, позитиван је угао β , а када је позитивна пројекција а осу Z , позитиван је угао α .

Из дефиниција брзинског и струјног координатног система и матрица трансформација T_{bk} и T_{ba} се одређује веза између ортогоналних компоненти \vec{V}_k и \vec{V} у координатном систему везаном за тело, како вектора $\hat{V}_{(k)} = [V, \beta, \alpha]^T$ коришћеног при одређивању аеродинамичких величина.

Добија се:

$$\begin{bmatrix} u_{(k)} \\ v_{(k)} \\ w_{(k)} \end{bmatrix} = V_{(k)} \begin{bmatrix} \cos \beta_k \cos \alpha_k \\ \sin \beta_k \\ \cos \beta_k \sin \alpha_k \end{bmatrix}; \quad \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} = V \begin{bmatrix} \cos \beta \cos \alpha \\ \sin \beta \\ \cos \beta \sin \alpha \end{bmatrix} \quad (3.19)$$

са везама између компоненти:

$$\begin{aligned} V_{(k)} &= \sqrt{u_{(k)}^2 + v_{(k)}^2 + w_{(k)}^2}; & V &= \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \\ \beta_k &= \arcsin \frac{v_{(k)}}{V_{(k)}}; & \beta &= \arcsin \frac{v}{V} \\ \alpha_k &= \arctan \frac{w_{(k)}}{u_{(k)}}; & \alpha &= \arctan \frac{w}{u} \end{aligned} \quad (3.20)$$

Налажењем извода по времену израза (3.20) добија се:

$$\dot{V}_{(k)} = T_{bk} D_{(k)} \dot{\hat{V}}_{(k)}; \quad \dot{V} = T_{ba} D \dot{V} \quad (3.21)$$

где су $\dot{V}_{(k)} = [\dot{u}_{(k)}, \dot{v}_{(k)}, \dot{w}_{(k)}]^T$, $\dot{V} = [\dot{u}, \dot{v}, \dot{w}]^T$ изводи по времену ортогоналних компоненти вектора $V_{(k)}$ и V , а матрице $D_{(k)}$ и D су одређене са:

$$D_{(k)} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & V_{(k)} & 0 \\ 0 & 0 & V_{(k)} \cos \beta_k \end{bmatrix}; \quad D = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & V & 0 \\ 0 & 0 & V \cos \beta \end{bmatrix} \quad (3.22)$$

По Ојлеровој теорему је:

$$\dot{T}_{ob} = T_{ob} \cdot \tilde{\Omega} \quad (3.23)$$

где је:

$$\tilde{\Omega} = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ q & p & 0 \end{bmatrix}. \quad (3.24)$$

Коришћењем једначина (3.21 – 3.24) се, по сређивању, убрзање авиона у кинематском систему може се описати на следећи начин:

$$a_k = D_{(k)} \cdot \dot{\hat{V}}_{(k)} - V_{(k)} \cdot T_{ik} \Omega \quad (3.25)$$

где је:

$$T_{ik} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \sin \alpha_k & 0 & -\cos \alpha_k \\ -\cos \alpha_k \sin \beta_k & \cos \beta_k & -\sin \alpha_k \sin \beta_k \end{bmatrix} \quad (3.26)$$

Налажењем извода по времену израза за момент количине кретања (3.11), датог у инерцијалном систему са $L_o = T_{ob} \cdot L$, добијају се пројекције вектора промене момента количине кретања у везаном систему

$$\dot{L} = J\dot{\Omega} + \tilde{\Omega}J\Omega. \quad (3.27)$$

Аеродинамичка сила и момент се срачунавају у струјном координатном систему преко бездимензионих коефицијената силе $C_{fa} = [C_{xa}, C_{ya}, C_{za}]^T$ и момента $C_{Ma} = [C_{la}, C_{ma}, C_{na}]^T$. Позитивни знаци коефицијената аеродинамичке силе и момента су одређени оријентацијом струјног координатног система.

Дати су са:

$$F_a = Q_d S C_{Fa}(P(A)); \quad M_a = Q_d S B C_{Ma}(P(A)) \quad (3.28)$$

где је $Q_d = \frac{1}{2}(\rho V^2)$ динамички притисак, S – референтна површина авиона, а на основу претпоставке П8 је дата зависност аеродинамичких коефицијената као функције Рејнолдсовог броја, Маховог броја, нормалног убрзања, угаоне брзине и вектора улаза

$$P(A) = \left[R_e, M_a, (\hat{V}^*)^T, (\hat{V}^*)^T, (\Omega_{(a)}^*)^T, U^T \right]^T \quad (3.29)$$

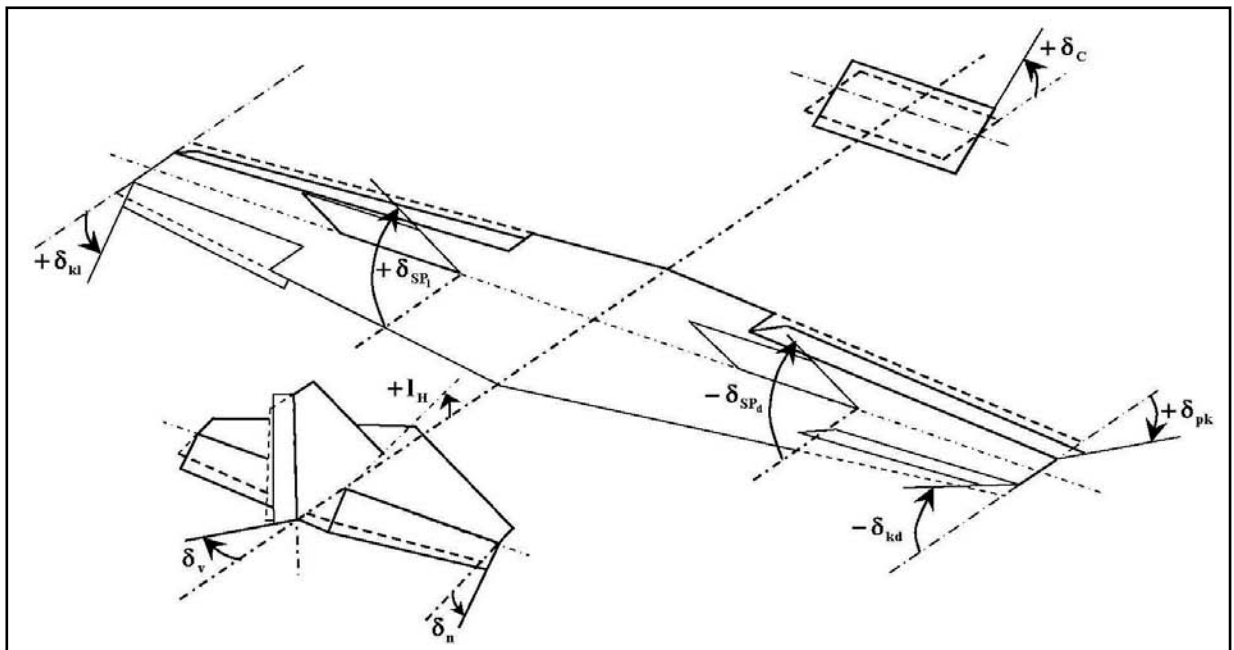
вектори нормалног убрзања \hat{V}^* и угаоне брзине $\Omega_{(a)}^*$ су дати са

$$\dot{\hat{V}}^* = \frac{1}{2V} B_1 \dot{\hat{V}} ; \Omega_{(a)}^* = \frac{1}{2V} B \Omega_{(a)} \quad (3.30)$$

где су матрице B_1 и B

$$B_1 = \begin{bmatrix} 1/V & 0 & 0 \\ 0 & b & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} ; B = \begin{bmatrix} b & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & b \end{bmatrix} \quad (3.31)$$

Вектор улаза $U = \sum U_i$ одређује утицај свих командних површи, примарног и секундарног управљачког система. Примарно управљање дефинисано је отклонима примарних командних површи, а секундарно управљање отклонима који дефинишу конфигурацију авиона. За одређивање позитивних вредности, узета је конвенција по којој је позитиван отклон онај који локално изазива позитивни прираштај силе узгона. На слици 33 приказане су усвојене вредности позитивних отклона командних површи.



Слика 33. Усвојене вредности позитивних отклона командних површи

Ако се на основу претпоставке П8, дефинишу изрази:

$$\begin{aligned}
 C_{fa}^o &= C_{fa}^o(\mathbf{R}_e, M_a, \hat{\mathbf{V}}, u) & C_{Ma}^o &= C_{Ma}^o(\mathbf{R}_e, M_a, \hat{\mathbf{V}}, u) \\
 C_{fa}^{\Omega^*_{(a)}} &= \frac{\partial}{\partial \Omega^*_{(a)}} C_{fa}(\mathbf{R}_e, M_a, \hat{\mathbf{V}}, u) & C_{Ma}^{\Omega^*_{(a)}} &= \frac{\partial}{\partial \Omega^*_{(a)}} C_{Ma}(\mathbf{R}_e, M_a, \hat{\mathbf{V}}, u) \\
 C_{fa}^{\dot{\mathbf{V}}^*} &= \frac{\partial}{\partial \dot{\mathbf{V}}^*} C_{fa}(\mathbf{R}_e, M_a, \hat{\mathbf{V}}, u) & C_{Ma}^{\dot{\mathbf{V}}^*} &= \frac{\partial}{\partial \dot{\mathbf{V}}^*} C_{Ma}(\mathbf{R}_e, M_a, \hat{\mathbf{V}}, u)
 \end{aligned} \quad (3.32)$$

Аеродинамичка сила и момент могу се одредити у развијеном облику:

$$\mathbf{F}_a = Q_d \mathbf{S} C_{fa} = Q_d \mathbf{S} \left(C_{fa}^o + C_{fa}^{\Omega^*_{(a)}} \Omega^*_{(a)} + C_{fa}^{\dot{\mathbf{V}}^*} \dot{\mathbf{V}}^* \right) \quad (3.33)$$

$$\mathbf{M}_a = Q_d \mathbf{S} \mathbf{B} C_{Ma} - Q_d \mathbf{S} \mathbf{B} \left(C_{Ma}^o + C_{Ma}^{\Omega^*_{(a)}} \Omega^*_{(a)} + C_{Ma}^{\dot{\mathbf{V}}^*} \dot{\mathbf{V}}^* \right) \quad (3.34)$$

Гравитациона сила у координатном систему везаном за тело је дата са:

$$\mathbf{F}_g = mg \begin{bmatrix} -\sin \theta \\ \sin \phi \cos \theta \\ \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (3.35)$$

Пропулзивна сила у координатном систему везаном за тело је дата са:

$$\mathbf{F}_p = \begin{bmatrix} T \cos \delta_o \\ 0 \\ -T \sin \delta_o \end{bmatrix} \quad (3.36)$$

Гравитациона и пропулзивна сила у брзинском координатном систему су дате са:

$$\mathbf{F}_{g,k} + \mathbf{F}_{p,k} = \mathbf{T}_{kb}(\mathbf{F}_g + \mathbf{F}_p) \quad (3.37)$$

Заменом израза за убрзање на леву и све силе на десну страну једначине (3.9) добија се облик

$$\begin{aligned} & \left(m\mathbf{I} - \frac{1}{2V} \mathbf{Q}_d \mathbf{S} \mathbf{T}_{ka} \mathbf{C}_{fa}^{\dot{V}^*} \mathbf{B}_1 \mathbf{D}^{-1} \mathbf{T}_{ak} \right) \mathbf{D}_{(k)} \cdot \dot{\hat{\mathbf{V}}}_{(k)} = m \mathbf{V}_{(k)} \mathbf{T}_{ik} \boldsymbol{\Omega} + \mathbf{Q}_d \mathbf{S} \mathbf{T}_{ka} \left(\mathbf{C}_{fa}^o + \mathbf{C}_{fa}^{\Omega_{(a)}^*} \boldsymbol{\Omega}_{(a)}^* \right) + \\ & + \frac{1}{2V} \mathbf{Q}_d \mathbf{S} \mathbf{T}_{ka} \mathbf{C}_{fa}^{\dot{V}^*} \mathbf{B}_1 \mathbf{D}^{-1} \mathbf{T}_{ao} \dot{\mathbf{V}}_{(\omega)o} + \mathbf{T}_{kb}(\mathbf{F}_g + \mathbf{F}_p) \end{aligned} \quad (3.38)$$

Из једначине (3.38) се може директно одредити извод по времену вектора брзине $\dot{\hat{\mathbf{V}}}_{(k)}$ који представља део извода вектора стања $\dot{\mathbf{X}}$. Како је познато $\dot{\hat{\mathbf{V}}}_{(k)}$ то се уз познавање убрзања атмосфера $\dot{\mathbf{V}}_{(\omega)}$ преко релативног односа

$$\vec{\mathbf{V}} = \vec{\mathbf{V}}_{(k)} - \vec{\mathbf{V}}_{(\omega)} ; \quad \dot{\hat{\mathbf{V}}} = \dot{\hat{\mathbf{V}}}_{(k)} - \dot{\hat{\mathbf{V}}}_{(\omega)} ; \quad \vec{\boldsymbol{\Omega}}_{(a)} = \vec{\boldsymbol{\Omega}} - \vec{\boldsymbol{\Omega}}_{(\omega)} \quad (3.39)$$

где је $\vec{\boldsymbol{\Omega}}_{(a)}$ релативна ротација авиона у односу на околну атмосферу, и (3.32) може одредити вектор нормализованог убрзања $\dot{\hat{\mathbf{V}}}^*$, тако да се могу одредити аеродинамички коефицијенти из (3.33) и (3.34). Уврштавањем израза за промену момента количине кретања (3.27), аеродинамички (3.34) и пропулзивни момент у једначини (3.10), може се одредити извод по времену угаоне брзине.

$$\dot{\Omega} = J^{-1} \left\{ \tilde{\Omega} J \Omega + Q_d S \left[B \left(C_{Ma}^o + C_{Ma}^{\dot{V}^*} \dot{V}^* + C_{Ma}^{\Omega_a^*} \cdot \Omega_{(a)}^* \right) + \Delta \tilde{r} C_{Fa} \right] + M_p \right\} \quad (3.40)$$

Увођењем кинематских релација добија се комплетан систем једначина.

Угаона оријентација одређења је са:

$$\dot{\phi} = T_\phi \cdot \Omega \quad (3.41)$$

где је:

$$T_\phi = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi / \cos \theta & \cos \phi / \cos \theta \end{bmatrix} \quad (3.42)$$

Једначина (3.42) има сингуларитет за $\theta = \frac{\pi}{2}$, па се за потребе симулације за

вредност θ у довољно малој околини ε око вредности $\frac{\pi}{2}$ једначина (3.42)

смењује са

$$\begin{aligned} \dot{\psi} &= \frac{1}{2} \left(\frac{\dot{q}r - r\dot{q}}{q^2 + r^2} - p \right) \\ \dot{\phi} &= p + \psi \sin \theta \\ \dot{\theta} &= q \cos \phi - r \sin \phi \end{aligned} \quad (3.43)$$

Позиција авиона у инерцијалном систему је одређена са:

$$\dot{X}_o = T_{ob} V_{(k)} \quad (3.44)$$

где се компоненте вектора $V_{(k)}$ у систему везаном за тело одређују из вектора $\hat{V}_{(k)}$ на основу једначина (3.19).

Увођењем вектора управљања $U = [F, U_a^T]^T$ и решавајући добијене једначине по изводима $\dot{\hat{V}}$ и $\dot{\hat{\Omega}}$, добијају се једначине кретања авиона у облику

$$\dot{\hat{V}} = F_V(\hat{V}, \Omega, x_o) + F_g(\hat{\phi}, \hat{V}, x_o) + B_V(\hat{V}, x_o)U \quad (3.45)$$

$$\dot{\hat{\Omega}} = F_\Omega(\hat{V}, \Omega, x_o) + B_\Omega(\hat{V}, x_o)U \quad (3.46)$$

$$\dot{\hat{\phi}} = T_\phi(\hat{\phi})\Omega \quad (3.47)$$

$$\dot{X}_o = T_{ob}(\hat{\phi})V(\hat{V}) \quad (3.48)$$

Добијени систем једначина описује кретање тачака у односу на уведене претпоставке П1 – П8. У још сажетијој форми једначине од (3.45) до (3.48) се могу написати као:

$$\dot{X} = F(t, X) + B(t, X)U \quad (3.49)$$

што представља комплетан модел кретања авиона. Време t је уведено стога што су поједини параметри авиона, као маса и момент инерције, променљиви. Ограничења величине стања и управљања су следећа:

а) Отклони командних површи као и пропулзивна сила су ограничени:

$$\delta_i \in [\delta_{i\min}, \delta_{i\max}], i = 1, m, n, c, f \quad (3.50)$$

$$F_p \in [F_{p \min}, F_{p \max}] \quad (3.51)$$

што важи и за њихове брзине:

$$\dot{\delta}_i \in [\dot{\delta}_{i \min}, \dot{\delta}_{i \max}] \quad (3.52)$$

$$\dot{F}_p \in [\dot{F}_{p \min}, \dot{F}_{p \max}] \quad (3.53)$$

као и за убрзања, односно погонске силе извршних механизма

$$\ddot{\delta}_i \in [\ddot{\delta}_{i \min}, \ddot{\delta}_{i \max}] \quad (3.54)$$

Скуп ограничења на управљање може се прецизније дефинисати увођењем комплетних модела сервопокретача командних површина и погонске групе.

Висина лета је ограничена конфигурацијом терена

$$Z_o \geq h(x_o, y_o) \quad (3.55)$$

при чему је $Z_o = h(x_o, y_o)$ једначина површи терена.

Из конструктивних разлога је дефинисана анVELOпа оптерећења која даје ограничења по дозвољеном фактору нормалног убрзања.

$$n_E = C_Z \cdot \frac{Q_d S}{mg} \in [n_{z \min}, n_{z \max}] \quad (3.56)$$

при чему је C_z коефицијент аеродинамичке силе у правцу осе Z везаног система и дозвољене граничне брзине V_D , која је ограничена дозвољеним динамичким притиском Q_d

$$Q_d \leq Q_{d \max} \quad (3.57)$$

У процесу пројектовања, представљеним комплетним математичким моделом динамике лета, симулацијом је могуће испитати све основне летне карактеристике: одзива математичког модела на поремећаје изазване дејством команди (уздужна команда, крилца и вертикално кормило) или спољним поремећајима (утицај ветра), просторне еволуције као и срачунавање и проверу перформанси.

Да би се добио временски одзив на поремећаје, математички модел се доводи у изабрани стационарни режим, у коме се, затим, симулирају динамичка узнемирења командних површина или утицаји ветра. Исто тако математички модел се „уводи“ у одговарајући просторни маневар из одређених стационарних летних услова.

3.3 Комплетни нелинеарни модел авиона

Кретање авиона описано је помоћу система нелинеарних диференцијалних једначина. Наведена кретања карактеришу се са шест степени слободе и дата су за референтни везани систем.

Силе:

$$\begin{aligned}\dot{u} &= rv - q\omega - g \sin \theta + \frac{Q_d S}{m} C'_x + \frac{T_x}{m} \\ \dot{v} &= pw - ru + g \cos \theta \sin \phi + \frac{Q_d S}{m} C'_y + \frac{T_y}{m} \\ \dot{w} &= qu - rv + g \cos \theta \cos \phi + \frac{Q_d S}{m} C'_z + \frac{T_z}{m}\end{aligned}$$

Моменти:

$$\begin{aligned}\dot{p} &= \frac{J_z}{J_x J_z - J_{xz}^2} L + \frac{[(J_y - J_z)J_z - J_{xz}^2]}{J_x J_z - J_{xz}^2} qr + \frac{(J_x - J_y + J_z)}{J_x J_z - J_{xz}^2} qp \\ \dot{q} &= \frac{M}{J_y} + \frac{(J_z - J_x)}{J_y} pr + \frac{J_{xz}}{J_y} (r^2 - p^2) \\ \dot{r} &= \frac{J_x}{J_x J_z - J_{xz}^2} N + \frac{[(J_x - J_y)J_x + J_{xz}^2]}{J_x J_z - J_{xz}^2} pq + \frac{(J_y - J_z - J_x)}{J_x J_z - J_{xz}^2} qr\end{aligned}$$

где је:

$$L = Q_d S b C'_l, M = Q_d S C'_m + z_j T \quad i \quad N = Q_d S b C'_n.$$

Са (') су означени укупни коефицијенти аеродинамичких сила и момената.

Ојлерове угаоне брзине:

$$\dot{\psi} = (r \cos \phi + q \sin \phi) / \cos \theta$$

$$\dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi$$

$$\dot{\phi} = p + \dot{\psi} \sin \theta$$

$$V = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2}$$

$$\alpha = \arctan \frac{w}{u}$$

$$\beta = \arcsin \frac{v}{V}$$

$$u = V \cos \alpha \cos \beta$$

$$v = V \sin \beta$$

$$w = V \sin \alpha \cos \beta$$

Брзине из везаног система транслиране у земаљски координатни систем:

- Пројекција брзине авиона на осе земаљског координатног система:

$$\dot{X}_E = u \cos \theta \cos \psi + v (\sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi) + w (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi)$$

$$\dot{Y}_E = u \cos \theta \sin \psi + v (\sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi) + w (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi)$$

$$\dot{Z}_E = -v \sin \theta + v \sin \phi \cos \theta + \cos \theta + w \cos \phi \cos \theta$$

$$\dot{H} = -\dot{Z}_E$$

Основни извор тешкоћа при разради модела динамике лета је квалитативно описивање аеродинамичких сила и момената који се налазе у једначинама кретања. Како нас при математичком опису пре свега интересује

утицај аеродинамичких карактеристика на кретање може се за избрани математички модел дефинисати зависност сила и момената преко њихових укупних коефицијената за следеће зависности:

$$C'_x(\alpha, \beta, \Omega^*, \frac{q\bar{c}}{2V}, \frac{\dot{\alpha}\bar{c}}{2V}, \delta_i)$$

$$C'_y(\alpha, \beta, \Omega^*, \frac{rb}{2V}, \frac{\dot{\beta}b}{2V}, \delta_i)$$

$$C'_z(\alpha, \beta, \Omega^*, \frac{q\bar{c}}{2V}, \frac{\dot{\alpha}\bar{c}}{2V}, \delta_i)$$

$$C'_l(\alpha, \beta, \Omega^*, \frac{rb}{2V}, \frac{\dot{\beta}b}{2V}, \delta_i)$$

$$C'_m(\alpha, \beta, \Omega^*, \frac{q\bar{c}}{2V}, \frac{\dot{\alpha}\bar{c}}{2V}, \delta_i)$$

$$C'_n(\alpha, \beta, \Omega^*, \frac{rb}{2V}, \frac{\dot{\beta}b}{2V}, \delta_i)$$

У случајевима када се врше анализе понашања авиона при свим нападним угловима и при свим брзинама лета, у ту сврху треба користити нелинеарни симулациони модел који доста тачно може да опише понашање авиона у лету, а првенствено велике нападне углове и режиме лета *stoling* и *postoling*.

Основни проблем су аеродинамички подаци за те режиме лета, као што је познато не могу се добити рачунским путем јер би то значило решење Навије-Стокса у условима када имамо нерегуларне режиме опструјавања конфигурације авиона. Успостављање тачног математичког модела за описивање струјања у условима отцепљења није могуће. Постоје покушаји да се ово струјање опише али то су углавном методе које подразумевају коришћење резултата аеротунелских испитивања у појединим фазама прорачуна. Нажалост и до резултата аеротунелских испитивања је веома тешко доћи. Ради се заправо о испитивањима на великим нападним угловима у различитом дијапазону брзина. За такву врсту испитивања потребна је веома скупа и специфична опрема: снажни аеротунели подзвучних брзина који могу

да прихвате велике моделе, а да се при томе избегну ефекти запречавања, изврши корекција утицаја зидова аеротунела, утицаји од ногу вага за прихват модела итд. Затим прихват модела са такозваним ломљеним стинговима и специјално конструисаним аеровагама, методе за корекцију утицаја Рејнолдсовог броја јер је показано да је управо овај утицај од пресудног значаја за квалитет измерених резултата.

Један од примењених облика приказивања укупних аеродинамичких сила и момената добијених на основу испитивања у аеротунелима и прорачунском методом са програмом AFQ је:

За везани координатни систем

x - оса

$$C'_x = C_x(\alpha, \beta) + \Delta C_{x\delta_m}(\alpha, \beta) + \frac{\bar{c}q}{2V} C_{xq}(\alpha)$$

где је $\Delta C_{x\delta_m}$ функција од δ_m

z - оса

$$C'_z = C_z(\alpha, \beta) + \Delta C_{z\delta_m}(\alpha, \beta) + \frac{\bar{c}q}{2V} C_{zq}(\alpha)$$

где је $\Delta C_{z\delta_m}$ функција од δ_m

y - оса

$$C'_y = C_y(\alpha, \beta) + C_{y\delta_l}(\alpha, \beta)\delta_l + C_{y\delta_n}(\alpha, \beta)\delta_n + \frac{b}{2V}(C_{y_r}r - C_{y_p}p)$$

Моменти:

$$C'_m = C_m(\alpha, \beta) + C'_z(x_{cm.ref} - x_{cm}) + \Delta C_{m\delta_m}(\alpha, \beta) + \frac{\bar{c}q}{2V} C_{mq}(\alpha)$$

где је $\Delta C_{m\delta_m}$ функција од δ_m

$$C'_l = C_l(\alpha, \beta) + C_{l_{\delta_l}}(\alpha, \beta)\delta_l + C_{l_{\delta_n}}(\alpha, \beta)\delta_n + \frac{b}{2V}(C_{l_r}r + C_{l_p}p)$$

$$C'_n = C_n(\alpha, \beta) - \frac{\bar{c}}{b}(x_{cm.ref} - x_{cm})C'_y + C_{n_{\delta_l}}(\alpha + \beta)\delta_l + C_{n_{\delta_n}}(\alpha, \beta)\delta_n + \frac{b}{2V}(C_{n_r}r + C_{n_p}p)$$

3.4 Нелинеарни модел кретања авиона

Кретање авиона описано је помоћу система нелинеарних диференцијалних једначина. Наведена кретања карактеришу систем са шест степени слободе, три translације и три ротације приказане су једначинама (3.58) – (3.63). Транслаторне једначине (3.58) – (3.60) су написане за брзински координатни систем, а не за координатни систем везан за тело због комплексности описа једначина у зависности од промена нападног угла и угла клизања; ротационе једначине (3.61)–(3.63) написане су за координатни систем везан за тело да се избегне временска промена момента инерције; (3.64) – (3.66) су кинематске једначине. Вектор стања $X^T [V_T \alpha \beta p q r \psi \theta \phi]^T$

$$\dot{V}_T = A_{xw} \quad (3.58)$$

$$\dot{\alpha} = q - (p \cos \alpha + r \sin \alpha) + \frac{A_{zw}}{\cos \beta V_T} \quad (3.59)$$

$$\dot{\beta} = -(r \cos \alpha + p \sin \alpha) + \frac{A_{yw}}{V_T} \quad (3.60)$$

$$\dot{p} = \frac{I_y - I_z}{I_x} qr + \frac{L}{I_x} \quad (3.61)$$

$$\dot{q} = \frac{I_z - I_y}{I_y} rp + \frac{M}{I_y} \quad (3.62)$$

$$\dot{r} = \frac{I_x - I_y}{I_z} pq + \frac{N}{I_z} \quad (3.63)$$

$$\dot{\psi} = (r \cos \phi + q \sin \phi) / \cos \theta \quad (3.64)$$

$$\dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \quad (3.65)$$

$$\dot{\phi} = p + \psi \sin \theta \quad (3.66)$$

где су: V_T – укупна брзина,

α – нападни угао,

β – угао клизања,

p, q, r – угаоне брзине око оса координатног система везаног за тело,

ψ, θ, ϕ – Ојлерови углови и

I_x, I_y, I_z – моменти инерције за осе координатног система везаног за тело.

$$A_{xw} = \left(\left\{ \frac{T}{m} + g_x \right\} \cos \alpha + g_z \sin \alpha - \frac{qs}{m} C_D \right) \cos \beta + \left(g_y + \frac{qs}{m} C_y \right) \sin \beta,$$

$$A_{yw} = \left(\left\{ \frac{T}{m} + g_x \right\} \cos \alpha + g_z \sin \alpha - \frac{qs}{m} C_D \right) \sin \beta + \left(g_y + \frac{qs}{m} C_y \right) \cos \beta,$$

$$A_{zw} = \left(\frac{T}{m} + g_x \right) \sin \beta + g_y \cos \beta - \frac{qs}{m} C_L,$$

$$L = qs b (C_l \cos \alpha - C_n \sin \alpha),$$

$$M = qs l_a C_m \text{ и}$$

$$N = qs b (C_l \sin \alpha + C_n \cos \alpha).$$

Аеродинамички допринос (удео) је $A_{xw}, A_{yw}, A_{zw}, L, M$ и N – отпор, бочна и узгонска сила, моменти ваљања, пропињања и скретања.

C_D, C_L, C_y, C_l, C_m и C_n су бездимензиони коефицијенти сила и момената у функцији вектора стања авиона X^T и управљачких функција $(\delta_e, \delta_a, \delta_r, \delta_1)$; g_x, g_y, g_z су гравитационе компоненте у координатном систему везаном за тело, а S, l_a, b и q су површина крила, средња аеродинамичка тетива, размах крила и одговарајући динамички притисак.

4 Анализа промена маневарских особина авиона при отклону вектора потиска мотора

4.1 Побољшање параметара напада авиона на земаљске циљеве применом векторисаног потиска

Резултати истраживања и испитивања у лету при практичним борбеним дејствима показали су да отклон вектора потиска мотора у лету омогућава авионима VTOL знатно побољшање карактеристика успоравања (смањења брзине), повећање нормалног оптерећења и угаоне брзине заокрета, као и побољшање њихових других маневарских способности.

Током кретања летелица мења просторни положај у односу на одобрени непокретни координатни систем. За анализу параметара кретања летелице неопходно је познавати величине померања, брзине или убрзања центра масе.

Ради упрошћења, летелица се посматра као круто тело при просторном кретању. За описивање такве врсте кретања неопходно је познавати шест генералисаних координата: три транслагације и три ротације.

У овом делу рада даје се приказ могућности побољшања вероватноће уништења земаљског циља нападом из обрушавања после борбеног заокрета. При том се кретање летелице посматра у контексту остварених транслагаторних убрзања у уздужном и нормалном правцу.

Анализа побољшања перформанси борбеног авиона односи се на завршну (терминалну) фазу напада на земаљске циљеве, то јест етапу обрушавања, на којој се остварује довођење авиона то јест оружја у тачку нишањења и остваривање дејства.

У процесу обрушавања пројекција силе теже авиона (mg) на датој трајекторији доводи до убрзања авиона што има за последицу пораст брзине авиона, што доводи до повећања радијуса кривине трајекторије авиона при вађењу из обрушавања, а то захтева повећање висине почетка вађења из

обрушавања и као последицу, до повећања даљине отварања ватре и смањења вероватноће уништења циља. Повећање брзине доводи до сталног смањења нападног угла праволинијске трајекторије при обрушавању. (коэффицијент нормалног оптерећења $n_z \approx \text{const.}$).

Смањење брзине у обрушавању може се остварити отклоном ваздушних кочница или смањењем потиска мотора ако угао обрушавања није велики.

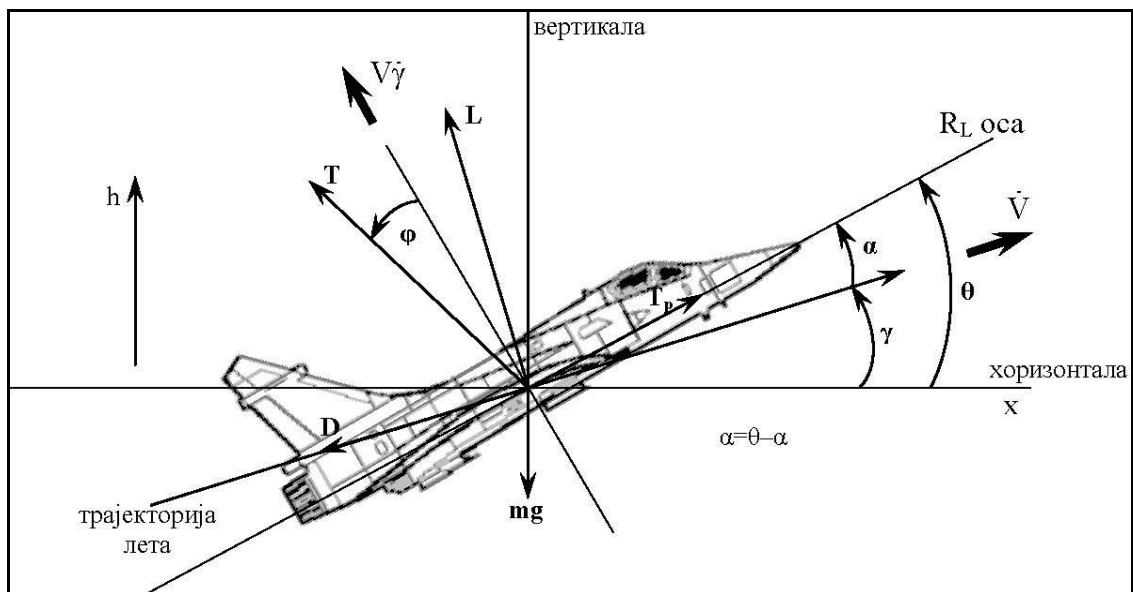
Смањење брзине у обрушавању код VTOL (авион са вертикалним полетањем и слетањем) авиона остварује се закретањем вектора силе потисне групе (узгонских и/или маршевских мотора). Дакле, закретни систем узгонских мотора обезбедиће авиону мању брзину обрушавања, мању даљину отварања ватре и као последицу, већу тачност уништења земаљских циљева. Овај принцип управљања даје авиону могућност одржавања сталне брзине и нападног угла у обрушавању, што доводи до повећања прецизности гађања и омогућава олакшано управљање пилоту у овој терминалној фази лета.

Анализа побољшања перформанси урађена је за две конфигурације VTOL авиона и то:

- а) конфигурација са мешовитом погонском групом састављеном од узгонских и маршевских мотора и
- б) конфигурација са једним или два векторисана узгонско-потисна мотора.

4.2 Конфигурација са мешовитом погонском групом састављена од узгонских и маршевских мотора

На слици 34 дат је приказ сила и убрзања у вертикалној равни конфигурације са мешовитом погонском групом састављеном од узгонских мотора, где је потисак ових мотора означен са T и маршевских мотора, где је потисак означен са T_p , угао φ представља угао закретања вектора силе узгонских мотора која је постављена нормално на уздужну реперну линију трупа авиона. Позитивна вредност угла φ одговара положају узгонске силе која даје успорење авиона дуж трајекторије лета (негативно убрзање).



Слика 34. Приказ сила и убрзања у вертикалној равни

Једначине кретања авиона дате су у облику:

$$m\dot{V} = -mg \sin \gamma - T \sin(\alpha + \varphi) - D + T_p \cos \alpha \quad (4.1)$$

$$mV\dot{\gamma} = -mg \cos \gamma + T \cos(\alpha + \varphi) + L \quad (4.2)$$

За хоризонтални лет авиона ($\dot{\gamma} = 0$) и за управљање по трајекторији са променом нападног угла и променом угла закретања узгонских мотора мора се задовољити једначина (4.3).

$$T = \frac{W \cos \gamma - L}{\cos(\alpha + \phi)} \quad (4.3)$$

Аеродинамичке силе у једначини (4.67) и (4.68) приказане су следећим изразима:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L(\alpha)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D(\alpha) + \dot{m}_e V$$

где је \dot{m}_e – масени проток мотора, пропорционалан узгонској сили мотора

$$\dot{m}_e = \dot{m}_0 + kT, \quad k\text{–фактор пропорционалности.}$$

Функција убрзања и/или успорења одређена је решењем једначина (4.1)–(4.3) и приказана је у облику

$$f(V, \gamma) = A + BV + CV^2 + DV^3 \quad (4.4)$$

и изражена је у јединици „g“ ($W = m\bar{g}$), где су коефицијенти

$$A = \left[\text{tg}(\alpha + \phi) \cos \gamma + \sin \gamma - \frac{T_p}{mg} \right]$$

$$B = \frac{\dot{m}_0}{mg} + k \cos \gamma \sec(\alpha + \phi)$$

$$C = [C_D(\alpha) - C_L(\alpha) \operatorname{tg}(\alpha + \phi)] \frac{\rho S}{2mg}$$

$$D = k C_L(\alpha) \sec(\alpha + \phi) \frac{\rho S}{2mg}$$

Извођење:

из једначине (4.1)

$$\frac{m}{W} \dot{V} = -\sin \gamma - \frac{T}{W} \sin(\alpha + \phi) - \frac{D}{W} + \frac{T_p}{W} \cos \alpha$$

сменом T из једначине (4.3) добија се:

$$\frac{1}{g} \dot{V} = -\sin \gamma - \frac{(W \cos \gamma - L) \sin(\alpha + \phi)}{W \cos(\alpha + \phi)} - \frac{D}{W} + \frac{T_p}{W} \cos \alpha$$

$$\frac{1}{g} \dot{V} = -\sin \gamma - \frac{W \cos \gamma \sin(\alpha + \phi)}{W \cos(\alpha + \phi)} + \frac{L \sin(\alpha + \phi)}{W \cos(\alpha + \phi)} - \frac{D}{W} + \frac{T_p}{W} \cos \alpha$$

$$\frac{1}{g} \dot{V} = -\sin \gamma - \cos \gamma \operatorname{tg}(\alpha + \phi) + \frac{L}{W} \operatorname{tg}(\alpha + \phi) - \frac{D}{W} + \frac{T_p}{W} \cos \alpha$$

$$\frac{1}{g} \dot{V} = -\sin \gamma - \cos \gamma \operatorname{tg}(\alpha + \phi) + \frac{1}{2} \frac{\rho V^2 S C_L(\alpha)}{W} \operatorname{tg}(\alpha + \phi) - \frac{1}{2} \frac{\rho V^2 S C_D(\alpha) + \dot{m}_e V}{W} + \frac{T_p}{W} \cos \alpha$$

$$\begin{aligned} \frac{1}{g} \dot{V} &= -\sin \gamma - \cos \gamma \operatorname{tg}(\alpha + \phi) + \frac{\rho V^2 S}{2W} C_L(\alpha) \operatorname{tg}(\alpha + \phi) - \frac{\rho V^2 S}{2W} C_D(\alpha) - \\ &- \frac{\dot{m}_0 V}{W} - \frac{kT}{W} V + \frac{T_p}{W} \cos \alpha \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \frac{1}{g} \dot{V} &= -\sin \gamma - \cos \gamma \operatorname{tg}(\alpha + \phi) - \frac{\rho S V^2}{2W} (C_D(\alpha) - C_L(\alpha) \operatorname{tg}(\alpha + \phi)) - \\ &- \frac{\dot{m}_0 V}{W} - \frac{kW \cos \gamma - kL}{W \cos(\alpha + \phi)} + \frac{T_p}{W} \cos \alpha \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \frac{1}{g} \dot{V} &= -\sin \gamma - \cos \gamma \operatorname{tg}(\alpha + \phi) - \frac{\rho S V^2}{2W} (C_D(\alpha) - C_L(\alpha) \operatorname{tg}(\alpha + \phi)) - \\ &- \frac{\dot{m}_0 V}{W} - \frac{k \cos \gamma V}{\cos(\alpha + \phi)} + \frac{kLW}{W \cos(\alpha + \phi)} + \frac{T_p}{W} \cos \alpha \end{aligned}$$

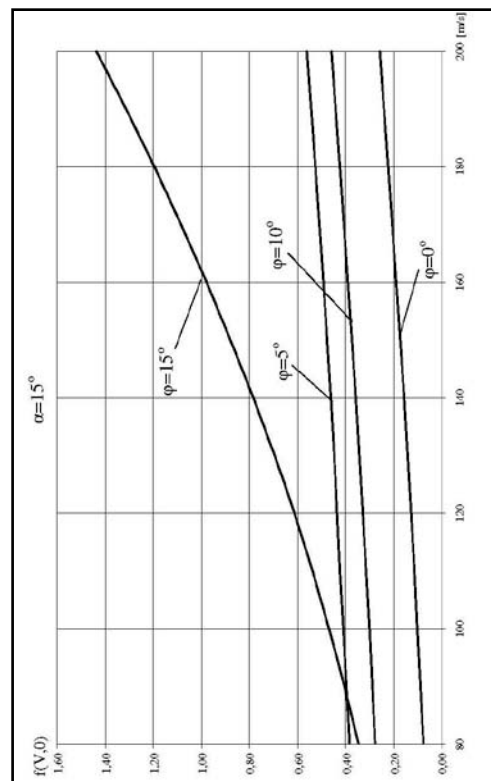
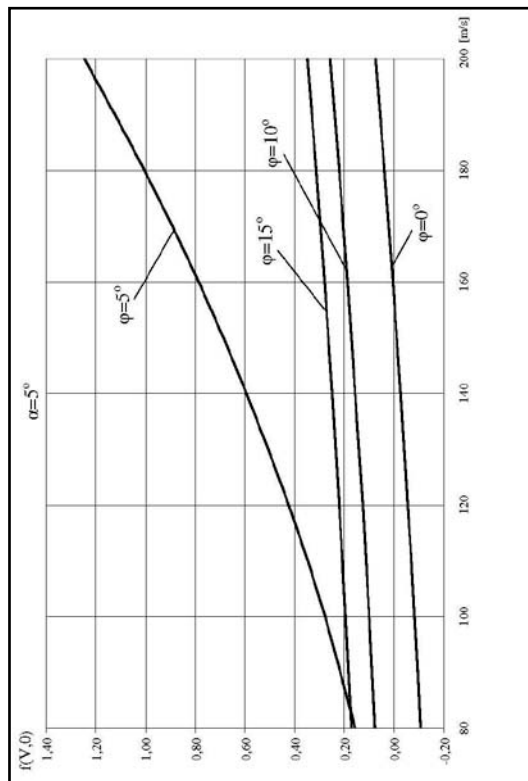
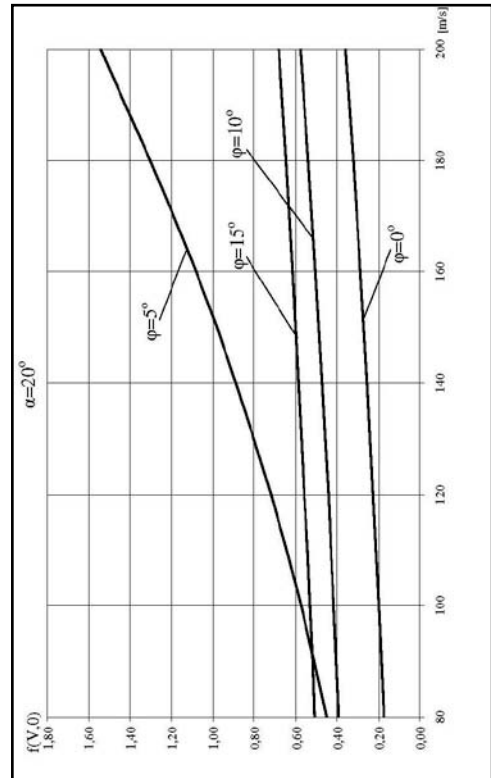
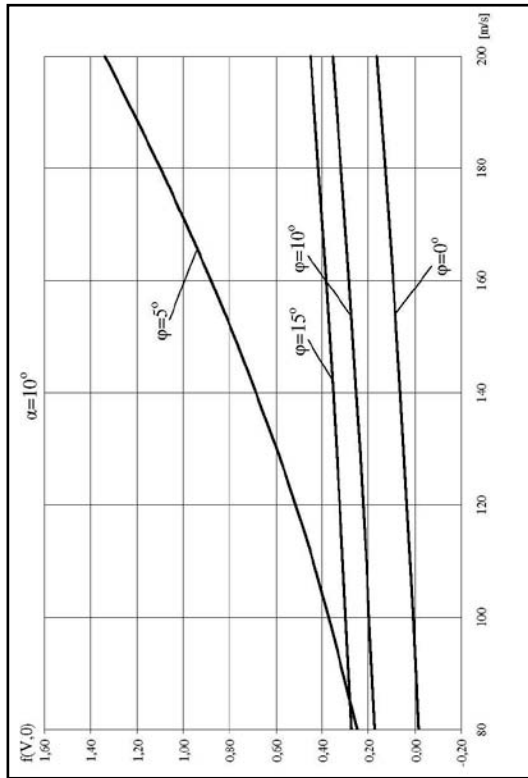
$$\begin{aligned} \frac{1}{g} \dot{V} &= -\sin \gamma - \cos \gamma \operatorname{tg}(\alpha + \phi) - \frac{\rho S V^2}{2W} (C_D(\alpha) - C_L(\alpha) \operatorname{tg}(\alpha + \phi)) - \\ &- \frac{\dot{m}_0 V}{W} - \frac{k \cos \gamma V}{\cos(\alpha + \phi)} - \frac{k C_L(\alpha) \rho V^3 S V}{2W \cos(\alpha + \phi)} + \frac{T_p}{W} \cos \alpha \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} f(V, \gamma) = -a &= \left[\sin \gamma + \operatorname{tg} \left(\alpha + \phi \cos \gamma - \frac{T_p}{W} \right) \right] + \\ &+ \left[\frac{\dot{m}_0}{W} + k \cos \gamma \sec(\alpha + \phi) \right] V + \\ &+ [C_D(\alpha) - C_L(\alpha) \operatorname{tg}(\alpha + \phi)] \frac{\rho S}{2W} V^2 + \\ &+ [k C_L(\alpha) \sec(\alpha + \phi)] \frac{\rho S}{2W} V^3 = \\ &= A + BV + CV^2 + DV^3 \end{aligned} \tag{4.5}$$

Помоћу функције $f(V, \gamma)$ може се одредити пређени пут S у обршавању при дијапазону промена брзине V од V_1 до V_2 преко израза

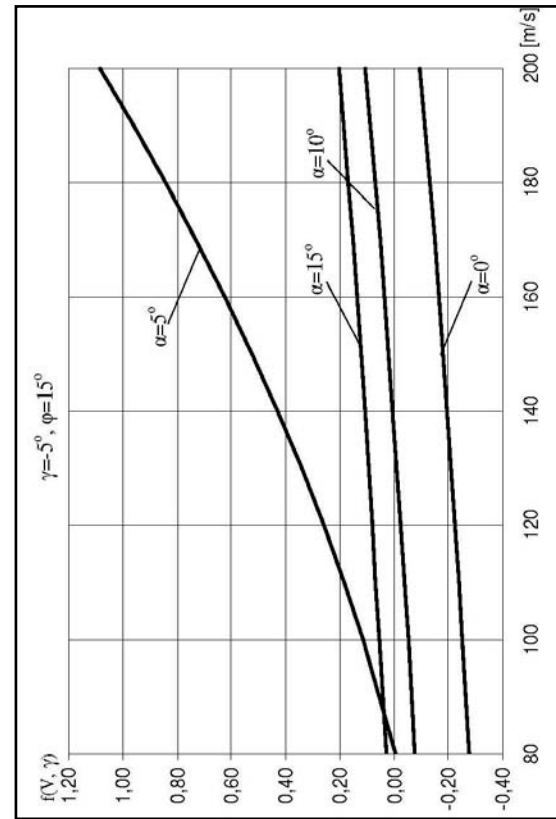
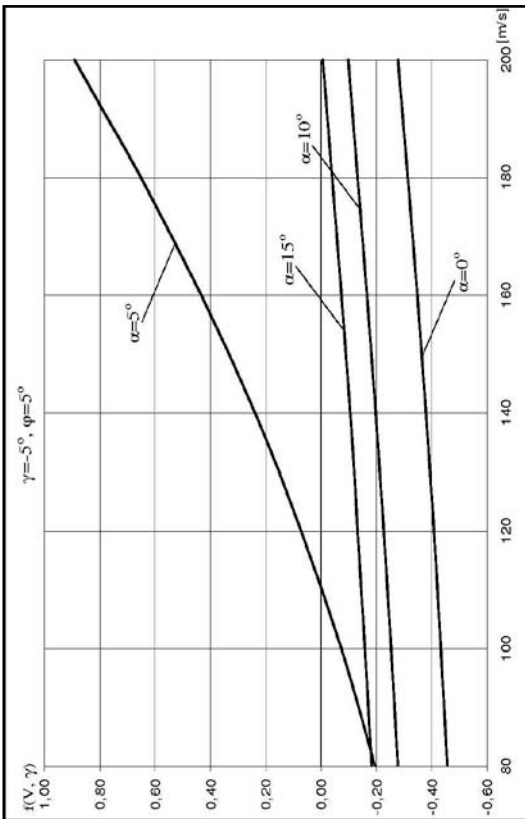
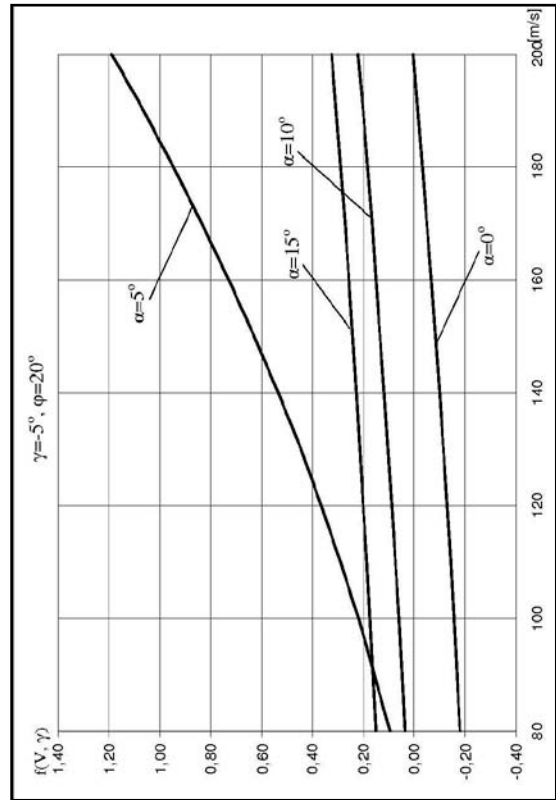
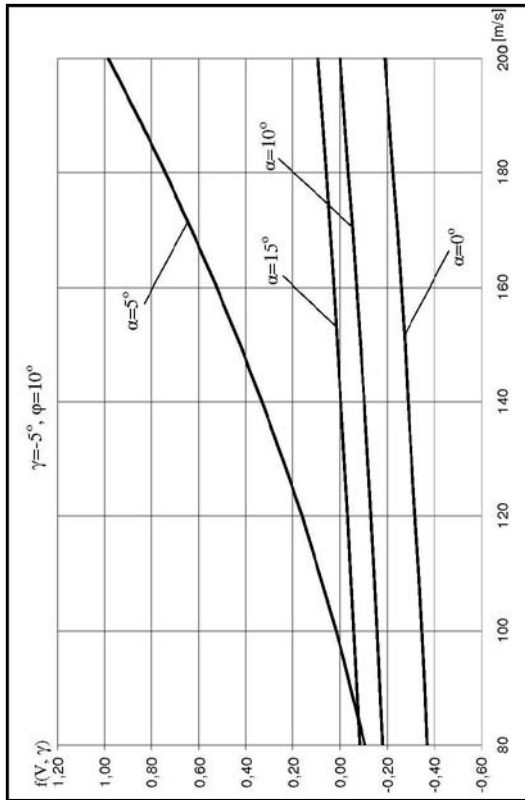
$$S = \int_{V_2}^{V_1} \frac{V}{gf(V, \gamma)} dV .$$

Зависност функције убрзања (једначина 4.5) урађена је за VTOL авион, при промени нападног угла, угла нагиба трајекторије и угла вектора потиска узгонског мотора (слика 35).



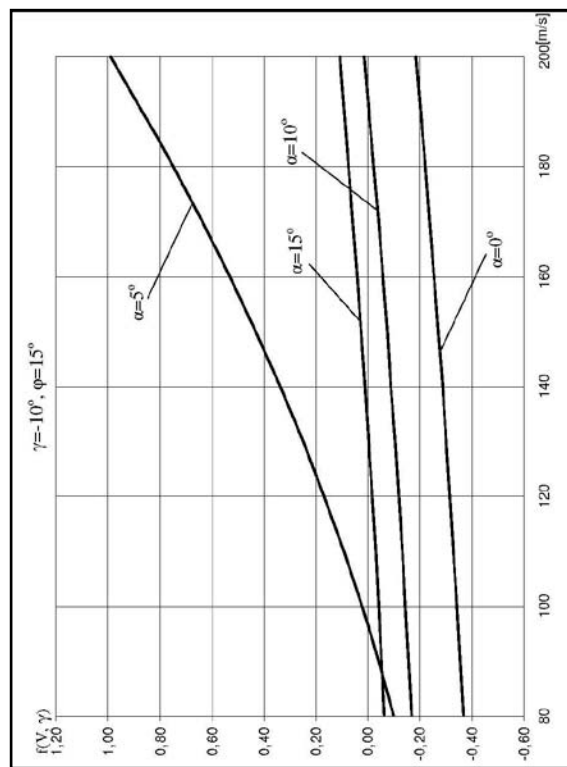
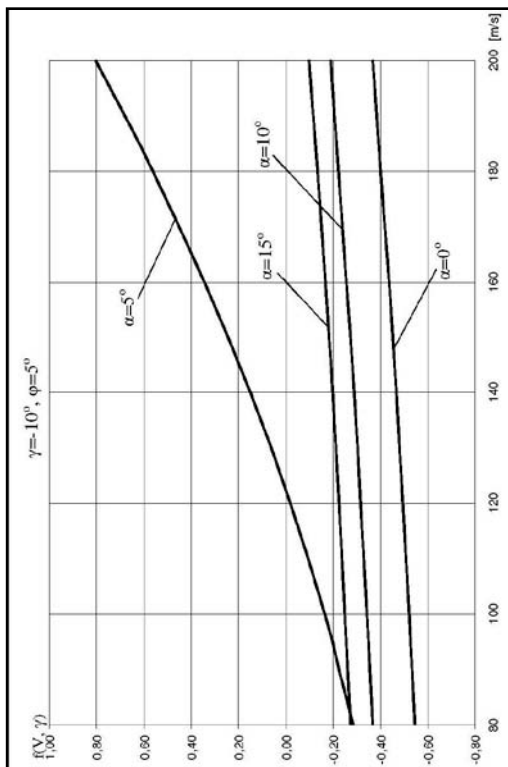
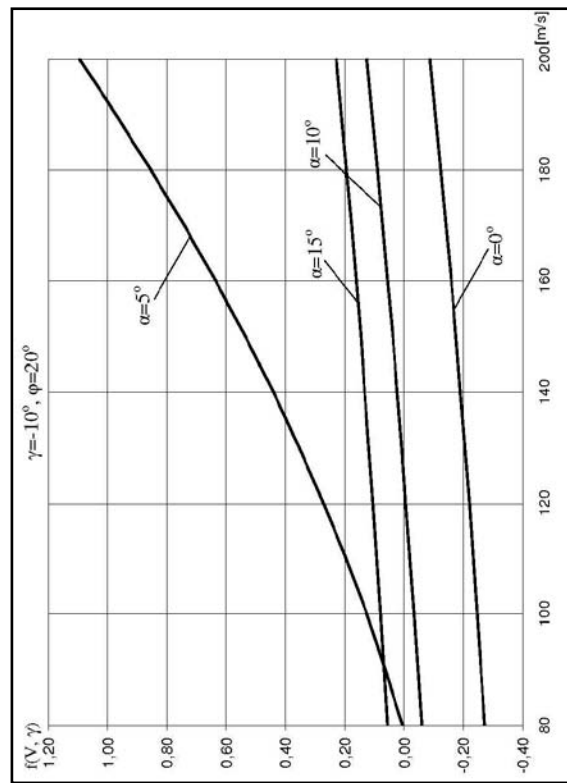
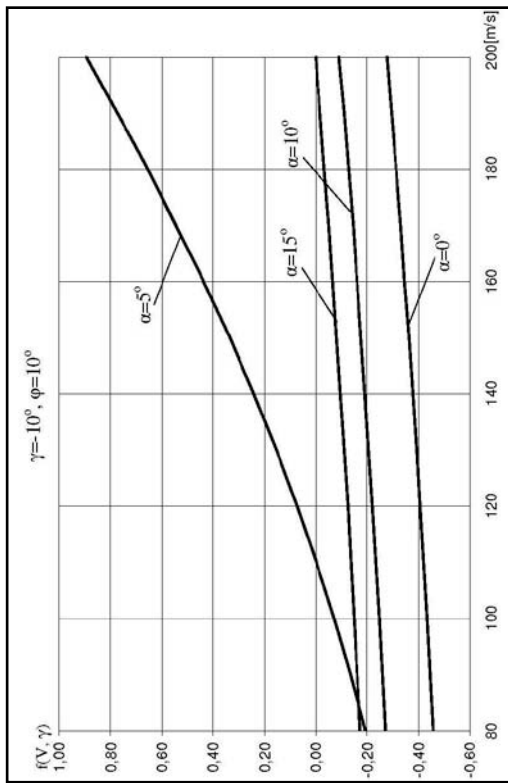
а) у хоризонталном лету

Слика 35. Зависност негативног убрзања VTOL авиона



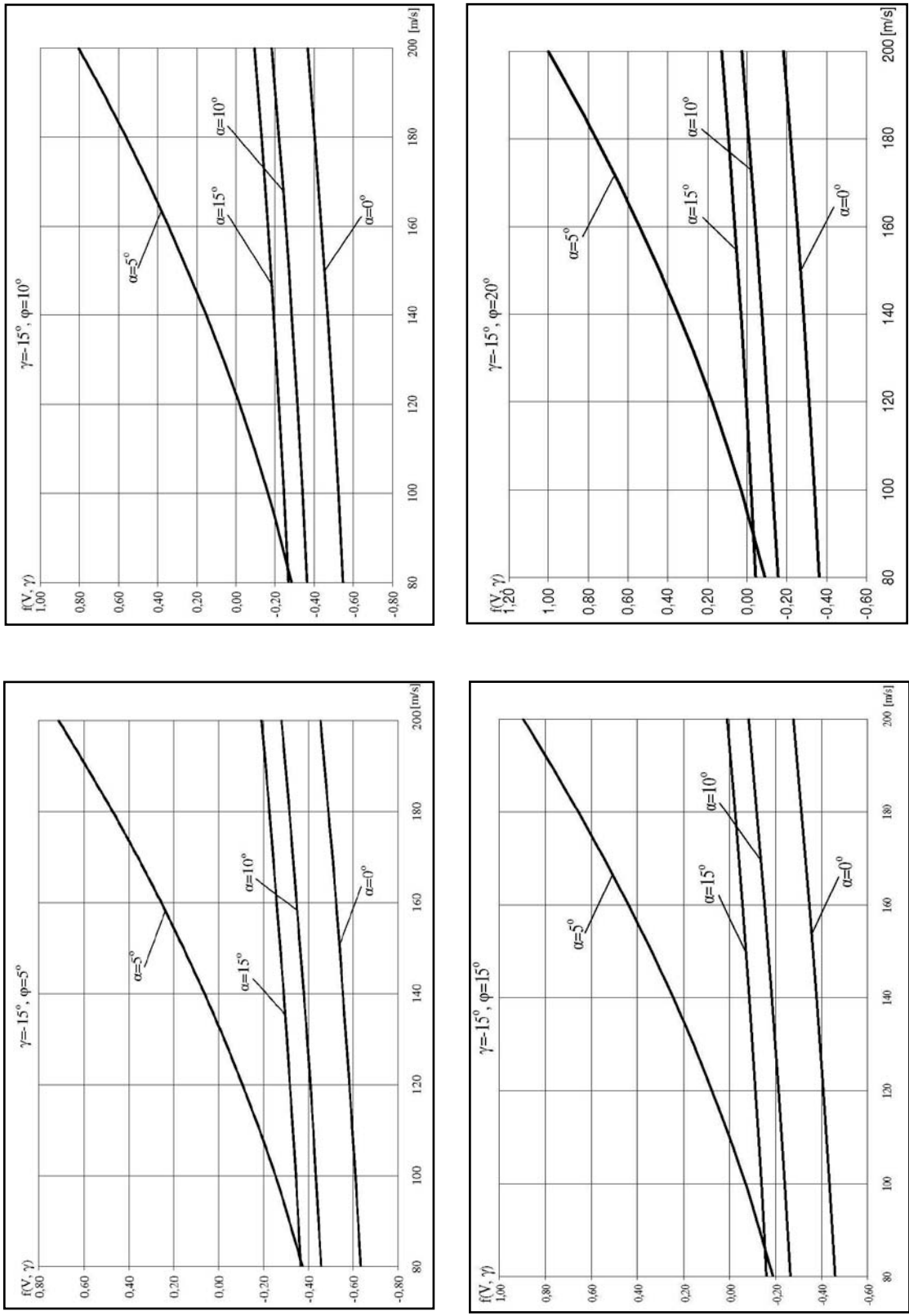
б) у обрушавању за $\gamma = -5^\circ$

Слика 35. Зависност негативног убрзања VTOL авиона



в) у обрушавању за $\gamma = -10^\circ$

Слика 35. Зависност негативног убрзања VTOL авиона



г) у обрушавању за $\gamma = -15^\circ$

Слика 35. Зависност негативног убрзања VTOL авиона

На слици 36 приказана је анвелопа убрзања одређена при почетној константној брзини и висини лета са променом управљачких параметара

$$\bar{u} = (\varphi, \alpha, \delta_t).$$

Према једначини (4.6)

$$\begin{pmatrix} A_{U_c} \\ A_{N_c} \end{pmatrix} = \left[T \begin{pmatrix} \cos(\alpha + \varphi) \\ \sin(\alpha + \varphi) \end{pmatrix} - \dot{m}_e V \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \end{pmatrix} + \rho S \begin{pmatrix} -C_D \\ C_L \end{pmatrix} \right] \frac{1}{mg} \quad (4.6)$$

а $\bar{F}_A = qs \begin{pmatrix} -C_D \\ C_L \end{pmatrix}$ је промена аеродинамичких сила.

За следеће услове промене параметара

$$u_0 = \left\{ \begin{array}{l} \bar{u}: \varphi \in [6^\circ, 110^\circ] \\ \alpha \in [-10^\circ, 15^\circ] \\ \delta_t \in [0^\circ, \min, \max] \equiv [0, 20000, 85000] \end{array} \right\} \quad (4.7)$$

масени проток погонске групе $\dot{m}_{e_{\min}} = 20 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$, $\dot{m}_{e_{\max}} = 60 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$,

маса авиона $m=7500\text{kg}$, површина крила $S=26\text{m}^2$,

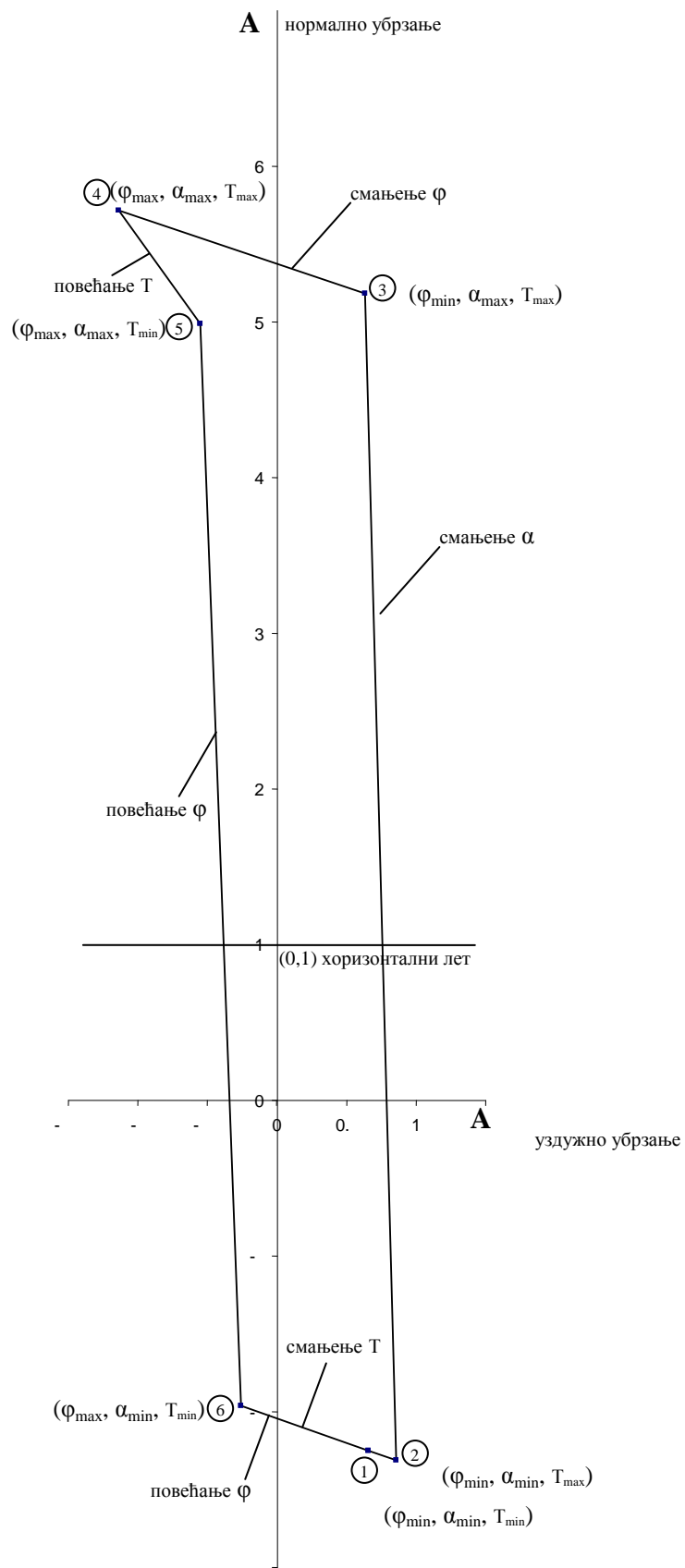
полара авиона $C_D = C_{D_0} + kC_L^2 = 0,025 + 0,05C_L^2$,

коэффициент узгона $C_L = C_L(\alpha) = 3,3 \frac{\alpha^*}{57,3}$, где је $\alpha^* = \alpha - \alpha_0 = \alpha + 2^\circ$,

брзина лета $V = 150 \frac{\text{m}}{\text{s}}$.

Карактеристичне тачке на анвелопи убрзања (слика 36) су следеће:

$$\begin{aligned}
① &\equiv (\varphi, \alpha, T) = (6^\circ, -10^\circ, 20000); & (A_U, A_N) &= (0.65751, -2.249) \\
② &\equiv (\varphi, \alpha, T) = (6^\circ, -10^\circ, 85000); & (A_U, A_N) &= (0.85726, -2.3105) \\
③ &\equiv (\varphi, \alpha, T) = (6^\circ, 15^\circ, 85000); & (A_U, A_N) &= (0.630512, 5.18173) \\
④ &\equiv (\varphi, \alpha, T) = (110^\circ, 15^\circ, 85000); & (A_U, A_N) &= (-1.13998, 5.714) \\
⑤ &\equiv (\varphi, \alpha, T) = (110^\circ, 15^\circ, 20000); & (A_U, A_N) &= (-0.5517, 4.99) \\
⑥ &\equiv (\varphi, \alpha, T) = (110^\circ, -10^\circ, 20000); & (A_U, A_N) &= (-0.261, -1.963)
\end{aligned}$$



Слика 36. Анвелопа убрзања

4.3 Анализа пређеног пута при промени угла нагиба трајекторије

За решење овог задатка, одређивање пређеног пута при промени угла нагиба трајекторије, потребно је познавати промену функције f између облика пређеног пута и облика функције негативног убрзања која је приказана у следећој анализи: из једначине (4.5) следи:

$$f(V, \gamma) - f(V, 0) = \sin \gamma - [\tan(\alpha + \varphi) + kV \sec(\alpha + \varphi)](1 - \cos \gamma) \quad (4.8)$$

Члан $(1 - \cos \gamma)$ се може занемарити за мале углове нагиба трајекторије. Ако са S означимо растојање пређеног пута у обрушавању можемо написати.

$$f(V, \gamma) = f(V, 0) + \sin \gamma$$

$$-\frac{dV}{dt} = -\frac{VdV}{dS} = gf(V, 0) + g \frac{dh}{dS}$$

Добија се да је

$$dS = -\left(\frac{VdV}{gf(V, 0)} + \frac{dh}{f(V, 0)} \right) \quad (4.9)$$

Решавањем једначине (4.6) у равни (V, h) за почетну тачку (V_1, h_1) и завршну тачку (V_2, h_2) одређујемо пређени пут S преко израза (4.10).

$$S = -\int_c \left[\frac{VdV}{gf(V, 0)} + \frac{dh}{f(V, 0)} \right] \quad (4.10)$$

За оцену линеарног интеграла у једначини (4.10) неопходно је задати функцију $h(V)$, одређујући C из услова правилно изабране коначне тачке (V_2, h_2) . Тада имамо

$$S = - \int_{v=V_1}^{V_2} \frac{VdV}{gf(V,0)} - \int_{v=V_1}^{V_2} \frac{1}{f(V,0)} \frac{dh}{dV} dV$$

$$S = - \int_{V_2}^{V_1} \frac{VdV}{gf(V,0)} + \int_{V_2}^{V_1} \frac{1}{f(V,0)} \frac{dh}{dV} dV \quad (4.11)$$

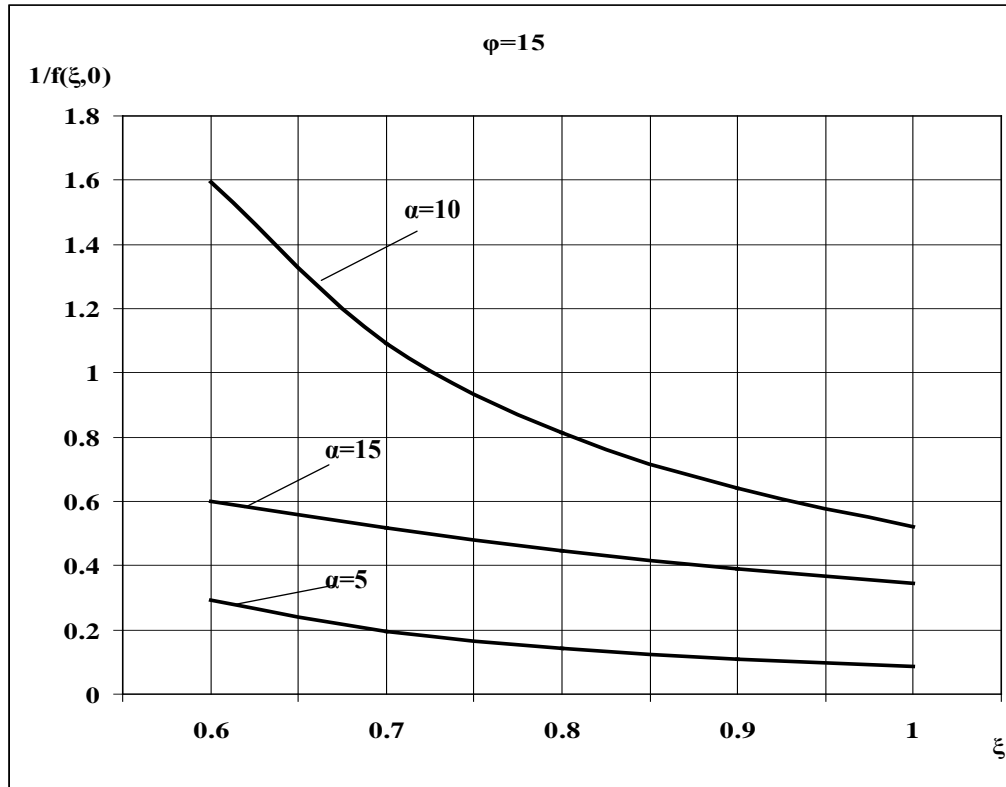
или

$$S = S_1 + S_2$$

Величина S_1 не зависи од избора функције $h(V)$ и представља пређени пут трајекторије у хоризонталној равни.

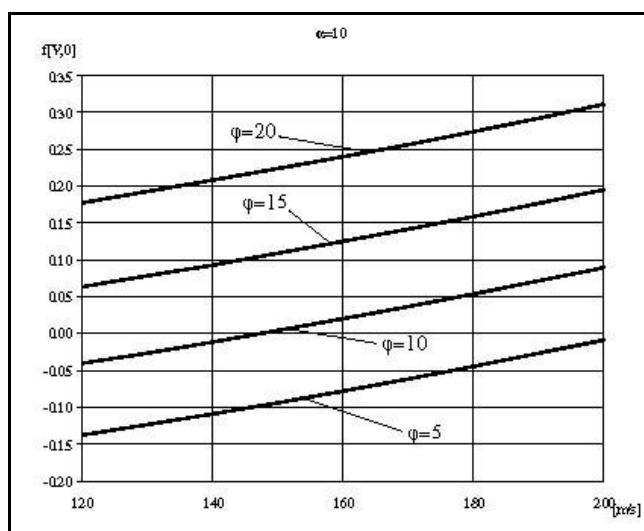
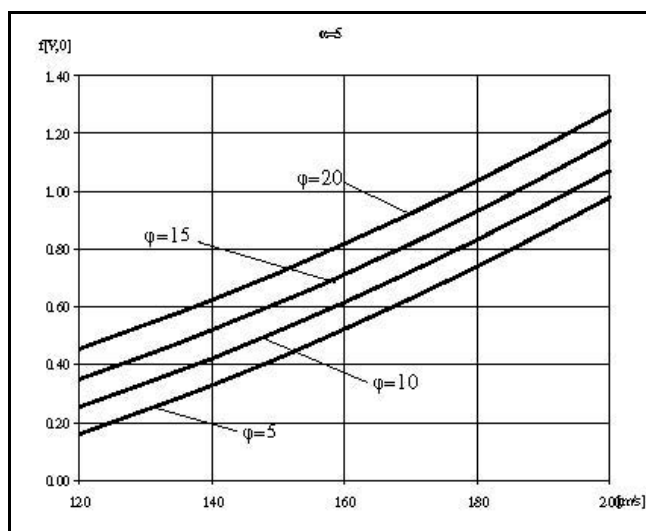
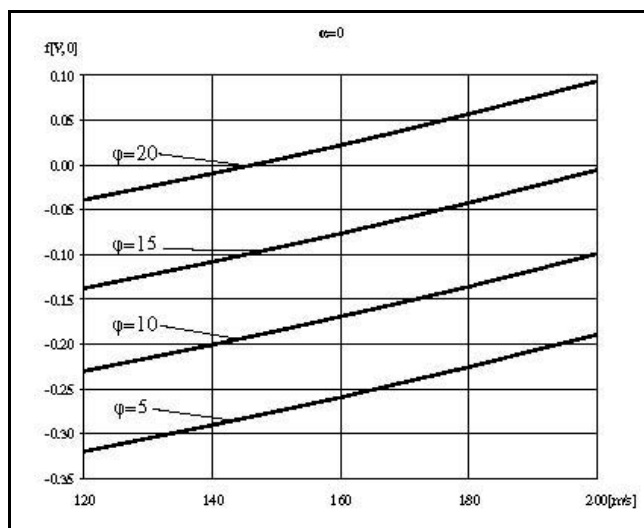
Минималну вредност функције (4.11) имамо када израз $\frac{1}{gf(V,0)}$ има минималну вредност.

На слици (37) приказана је вредност $\frac{1}{gf(\xi,0)}$ у зависности $\xi = \frac{V}{V_1}$ за различите вредности угла α , при почетној брзини V_1 и $\varphi = \text{const}$.



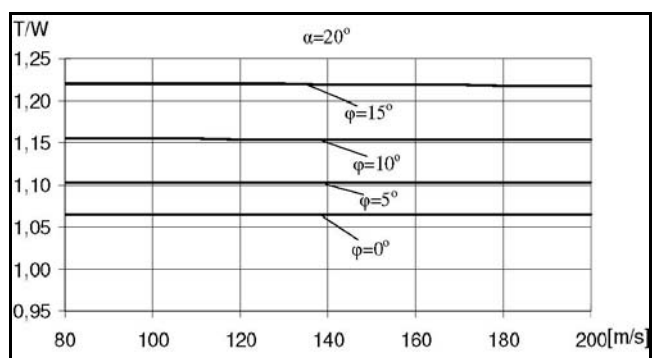
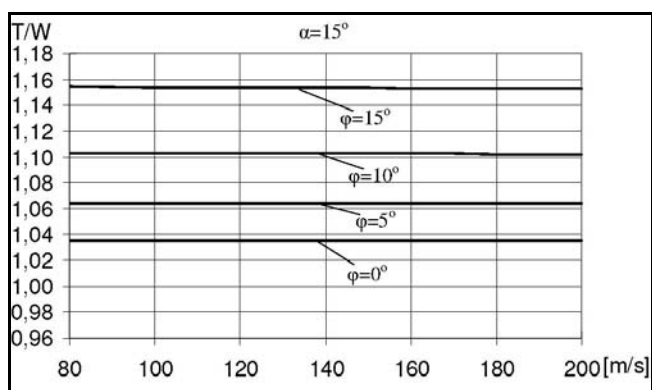
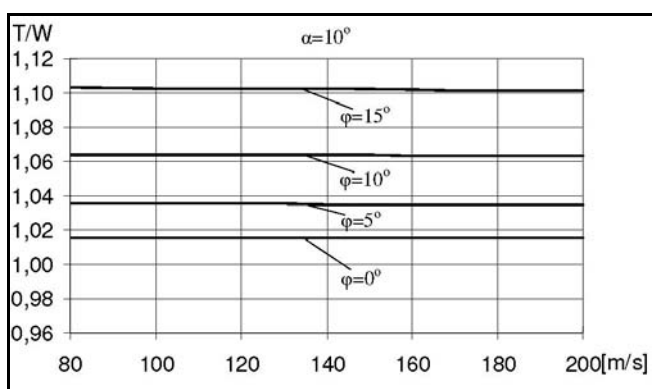
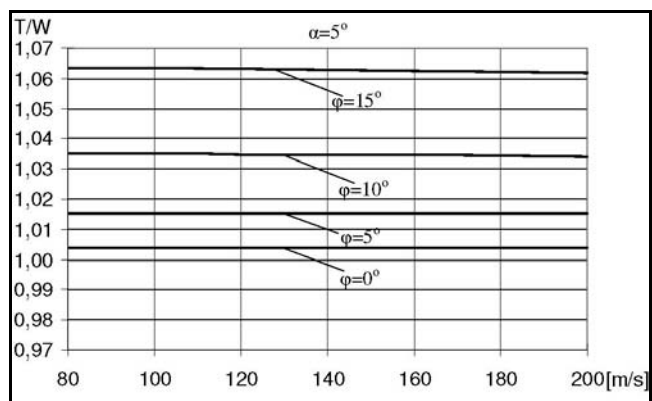
Слика 37. Минималне вредности функције $\frac{1}{f(\xi,0)}$ за VTOL авионе

На слици 38 дата је функција негативног убрзања (а) и функција специфичног потиска T/mg при хоризонталном лету VTOL авиона (б).



а) функција негативног убрзања

Слика 38. Функције негативног убрзања и специфичног потиска за услов хоризонталног лета VTOL авиона



б) функција $\frac{T}{mg}$ (специфични потисак) за услов хоризонталног лета

Слика 38. Функције негативног убрзања и специфичног потиска за услов хоризонталног лета VTOL авиона

На основу ових анализа за средње негативно убрзање могуће је одредити програм за аутоматско управљање углом вектора потиска мотора, који би могао да се реализује на три начина и то:

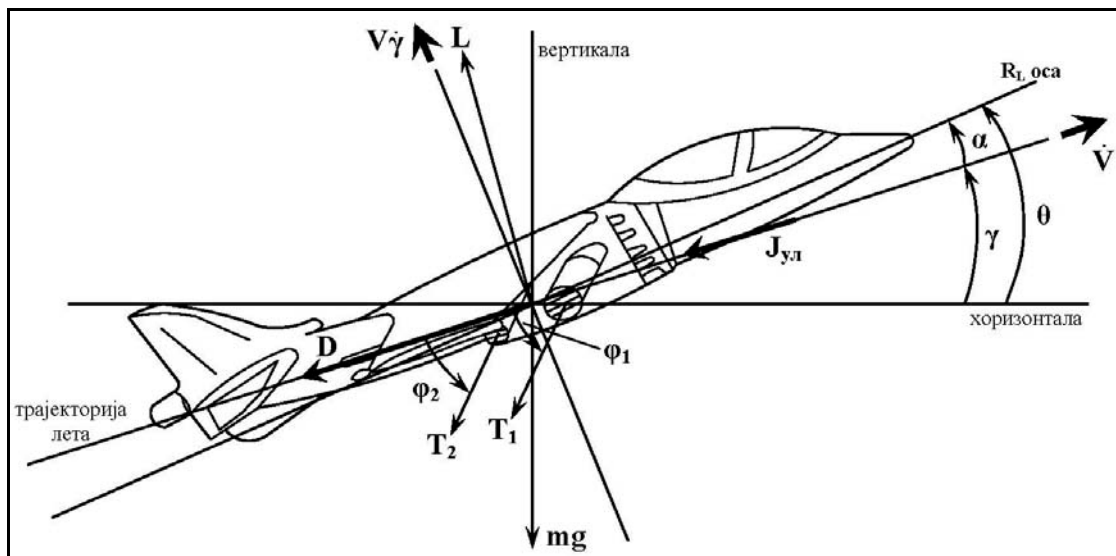
1. избор функције $f_m(.,g)$ уз промену φ и α ($\varphi \neq 0, \alpha \neq 0$),
2. избор функције f_m уз промену φ ($\varphi \neq 0$) за $\alpha = \text{const}$ и избор функције f_m за $\varphi = \text{const}$ и $\alpha \neq 0$.

Такође, могуће је изабрати трајекторију лета за терминалну фазу напада при дејству на земаљске циљеве да бисмо повећали вероватноћу извршења погађања и да смањимо укупно време напада.

Ако желимо да остваримо програмирано управљање, видимо да постоји више могућности избора програма који могу да обезбеде задовољавајуће услове и да избор задатих функција негативног убрзања може да се оствари у одређеном опсегу брзина лета од V_1 до V_2 , а за проширење ове функције потребно је искористити могућност промене потиска маневарских мотора.

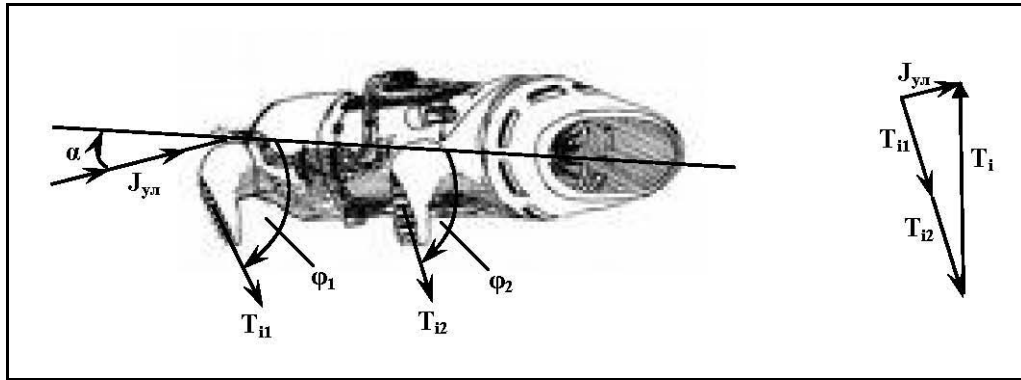
4.4 Конфигурација са једним или два векторисана узгонско-потисна мотора

На слици 39 дат је приказ сила и убрзања у вертикалној равни конфигурације са једним или два узгонско-потисна мотора.



Слика 39. Авион са једним узгонско-потисним мотором „Харијер“ (Harrier)

На слици 40 дат је приказ улазног и излазног импулса ($J_{ул}$, T_i) векторисаног узгонско-потисног мотора, где углови ϕ_1 и ϕ_2 представљају углове закретања вектора силе узгонско-потисног мотора који је постављен дуж реперне линије трупа авиона.



Слика 40. Мотор „Пегаз“ од авиона „Харијер“

Једначине кретања авиона дате су у следећем облику:

- за праволинијско кретање авиона без нагиба ($\varphi_N=0$)

$$\left. \begin{aligned} \dot{V} &= \frac{1}{m} \left[T_1 \cos(\alpha \pm \phi_1) + T_2 \cos(\alpha \pm \phi_2) - \frac{C_x}{2} \rho S V^2 - mg \sin \gamma - \dot{m}_e V \right] \\ \dot{\gamma} &= \frac{1}{mV} \left[T_1 \sin(\alpha \pm \phi_1) + T_2 \sin(\alpha \pm \phi_2) + \frac{C_z}{2} \rho S V^2 - mg \cos \gamma \right] \\ \dot{x} &= V \cos \gamma \\ \dot{y} &= V \sin \gamma \end{aligned} \right\} \quad (4.12)$$

- за криволинијско кретање авиона са нагибом ($\varphi_N \neq 0$)

$$\left. \begin{aligned} \dot{V} &= \frac{1}{m} \left[T_1 \cos(\alpha \pm \phi_1) + T_2 \cos(\alpha \pm \phi_2) - \frac{C_x}{2} \rho S V^2 - mg \sin \gamma - \dot{m}_e V \right] \\ \dot{\gamma} &= \frac{1}{mV} \left\{ \left[T_1 \sin(\alpha \pm \phi_1) + T_2 \sin(\alpha \pm \phi_2) + \frac{C_z}{2} \rho S V^2 \right] \cos \varphi_N - mg \cos \gamma \right\} \\ \frac{d\varphi}{dt} = \dot{\varphi}_N &= - \frac{1}{mV \cos \gamma} \left[T_1 \sin(\alpha \pm \phi_1) + T_2 \sin(\alpha \pm \phi_2) + \frac{C_z}{2} \rho S V^2 \right] \sin \varphi_N \\ \dot{x}_1 &= V \cos \gamma \cos \phi \\ \dot{y}_1 &= V \sin \gamma \\ \dot{z}_1 &= -V \cos \gamma \sin \varphi_N \end{aligned} \right\} \quad (4.13)$$

Аеродинамичке силе у једначинама (4.12) и (4.13) приказане су следећим изразима:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L(\alpha)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D(\alpha)$$

Ако уведемо следеће смене да потисак T_i изразимо преко специфичног потиска

$$\mu_i = \frac{T_{i\max}}{mg}, \text{ а релативни потисак } \bar{T}_i = \frac{T_i}{T_{i\max}}, \text{ где је } \bar{T} \in (0, 1.0) \text{ тј. } (0 \leq \bar{T} \leq 1.0).$$

Сменом у једначини (4.12) добија се једначина (4.14).

$$\left. \begin{aligned} \dot{V} &= g\mu_1 \cos(\alpha \pm \phi_1) \bar{T}_1 + g\mu_2 \cos(\alpha \pm \phi_2) \bar{T}_2 + \frac{C_x}{2mg} \rho S V^2 - g \sin \gamma - \frac{\dot{m}_e V}{m} \\ \dot{\gamma} &= \mu_1 \sin(\alpha \pm \phi_1) \bar{T}_1 + \mu_2 \sin(\alpha \pm \phi_2) \bar{T}_2 + \frac{C_z}{2mg} \rho S V^2 - \cos \gamma \\ \dot{x} &= V \cos \gamma \\ \dot{y} &= V \sin \gamma \end{aligned} \right\} \quad (4.14)$$

Управљање по трајекторији са променом нападног угла и променом угла закретања ϕ_i узгонско-потисних мотора може се одредити задовољењем следећих услова:

Специфични потисак μ_1 :

$$\mu_1 = \frac{\cos \gamma - \mu_2 \sin(\alpha \pm \phi_2) - \frac{\rho S}{2mg} C_z V^2}{\sin(\alpha \pm \phi_1)} \quad (4.15)$$

за промену нападног угла α и γ у опсегу ($0 \leq \alpha \leq \alpha_{\text{доп}}$).

Релативни потисак \bar{T}_1 :

$$\bar{T}_1 = \frac{1 - C_{z_\alpha} \alpha \frac{\rho S}{2mg} V^2 - \mu_2 \sin(\alpha \pm \phi_2)}{\mu_1 \sin(\alpha \pm \phi_1)} \quad (4.16)$$

Коефицијент узгона C_L :

$$C_L = \frac{mg - T_1 \sin(\alpha \pm \phi_1) - T_2 \sin(\alpha \pm \phi_2)}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} \quad (4.17)$$

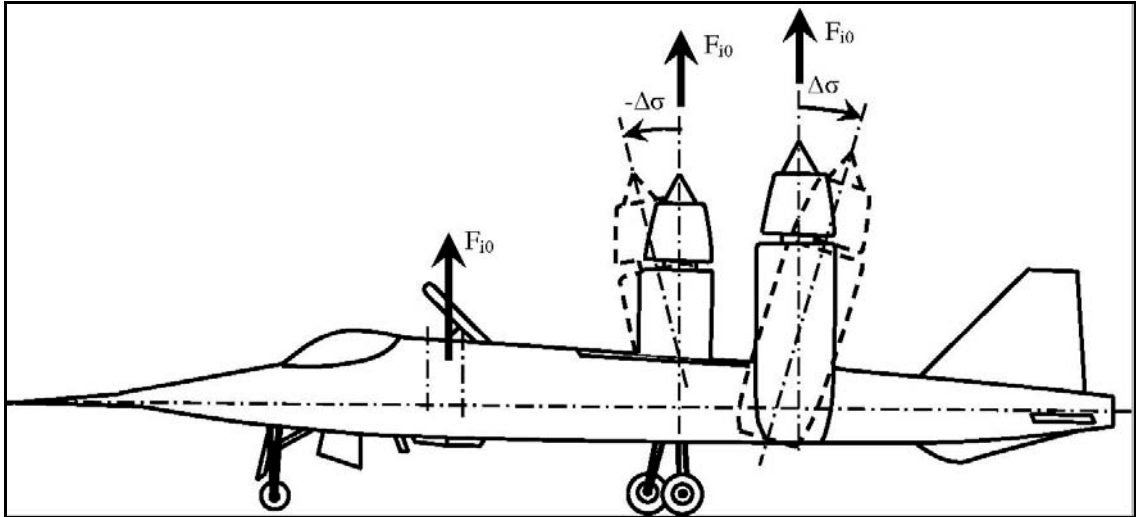
Како је коефицијент узгона $C_L = C_{L_\alpha} \alpha^*$, можемо одредити нападни угао

$\alpha^* = \frac{C_L}{C_{L_\alpha}}$ за услов $\phi_1 = \phi_2 = \phi$, добија се да је $T = T_1 + T_2$. Коефицијент узгона може

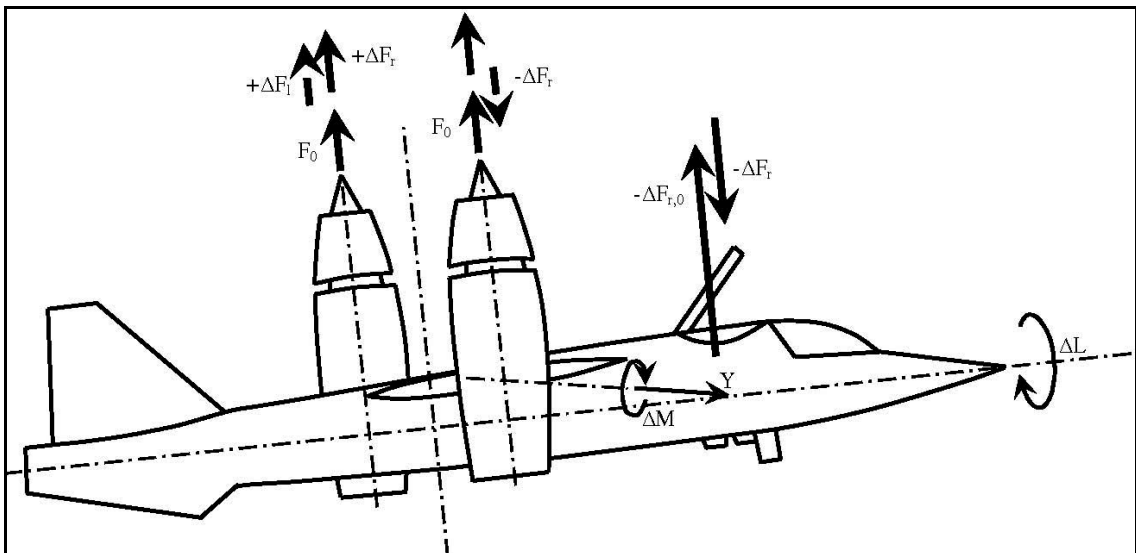
се одредити из израза (4.18)

$$C_L = \frac{mg \cos \gamma \cos \phi - T \sin(\alpha \pm \phi)}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} \quad (4.18)$$

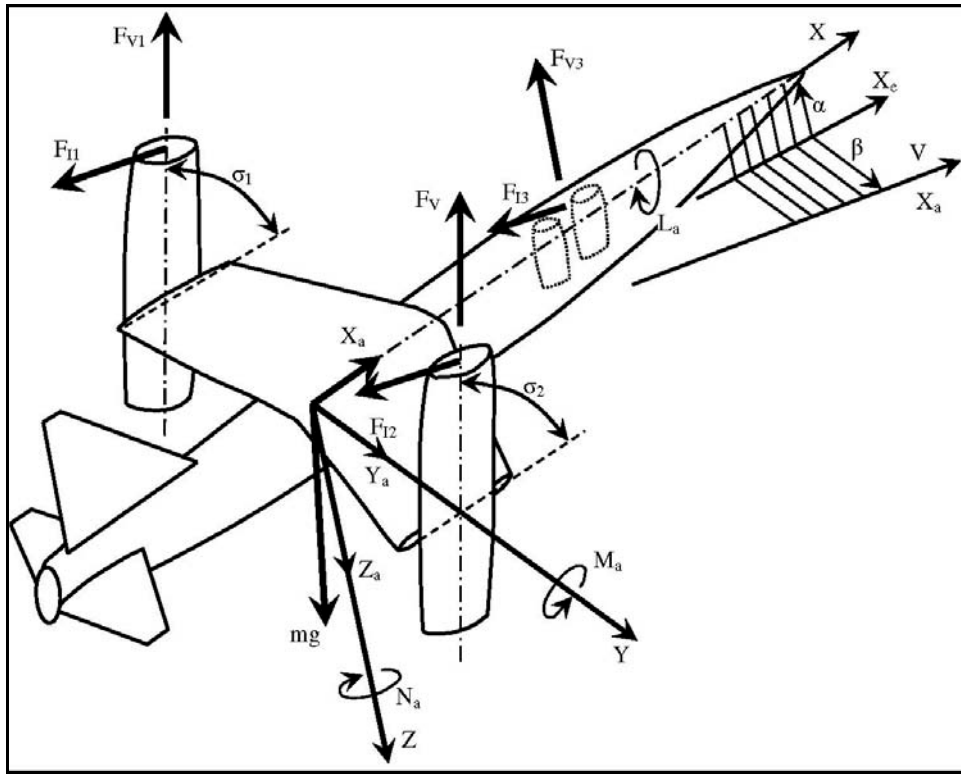
У зависности од промена параметара (α , ϕ , T) могуће је одредити вредности за \dot{V} да се добију режими лета у којима се остварује убрзање ($\dot{V} > 0$), успорење ($\dot{V} < 0$) или где је $V = \text{const.}$ ($\dot{V} = 0$).



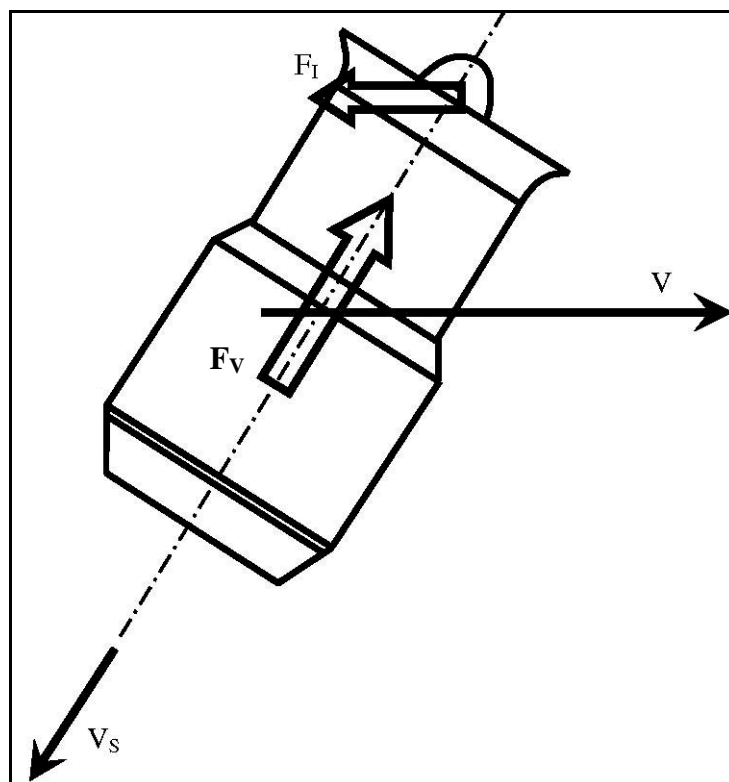
Слика 41. Управљање путем (вожењем) авиона помоћу диференцијалног отклона потиска мотора



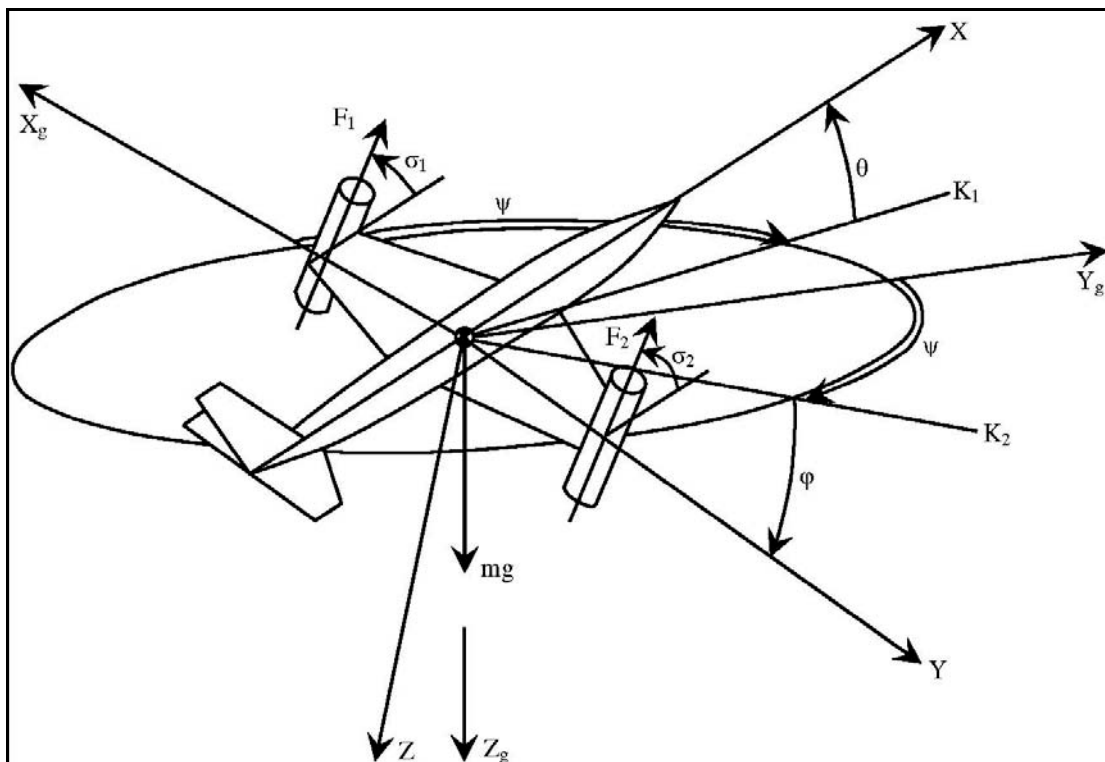
Слика 42. Управљање авионом по попречном и уздужном положају помоћу диференцијалне промене потиска мотора



Слика 43. Силе и моменти који делују на авион са вертикалним полетањем и слетањем у режиму лебдења



Слика 44. Пун потисак и импулсни отпор узгонско-маршевог мотора, који је постављен под углом ка чеоном струјању



Слика 45. Земаљски координатни систем везан са авионом

4.5 Моделирање потисне силе у математичком моделу за симулацију динамике лета авиона

Формирање математичког модела за симулацију динамике лета може се реализовати на више начина, у зависности од намене којој модел треба да послужи. Конвенционални поступак моделирања, због недовољно развијених рачунарских капацитета и нумеричких метода, у себи је садржао низ линеаризованих релација, упрошћавања и занемаривања појединих величина. Међутим, савремени концепти пројектовања и управљања авионом (управљана конфигурација, активно управљање) намећу потребу за прецизнијим методама при проучавању кретања авиона. Такође, захтеви за постизањем оптималних перформанси, затим великих маневарских способности и ефикасности авиона, што је посебно изражено код борбених авиона, захтевају, у највећем броју случајева, примену нелинеарног модела кретања авиона.

Математички модел којим се описује кретање авиона дат је у одељку 3.3 са променом статичке потисне силе пропулзора који се најчешће користи при симулацији перформанси лета.

За симулацију борбених маневара дигитална симулација кретања авиона показала је да су за поједине режиме лета (нпр. полетање, слетање, борбено маневрисање, лет на великим нападним угловима,...) уочене знатне разлике појединих одзива авиона за различите начине представљања потиска мотора. Због тога, у циљу постизања што реалније симулације, посебно када су у питању VSTOL (енг. Vertical Short Take-off and Landing) авиони или авиони са могућношћу промене вектора потиска, намеће се потреба за детаљнијим моделом потисне силе.

У најопштијем облику, модел потисне силе обухвата следеће параметре:

$$F=F(P_1, H, M_a, p, t)$$

где су:

P_1 – положај ручице гаса (% од максималне снаге мотора),

H – висина лета,

M_a – брзина лета,

p – параметри мотора и

t – време.

Параметри мотора, означени са p , зависе од начина коришћења, уградње и перформанси мотора које даје произвођач. Сви поменути параметри утичу на тренутну величину стања мотора, а самим тим и на динамику летелице, па се при моделирању морају узети у обзир.

Параметар P_1 уводи се из разлога што мотор није у стању да промени потисак тренутно. Наиме, након померања ручице гаса па до тренутка достизања жељеног потиска потребно је да прође изврстан временски период, који износи од неколико десетих делова секунде до неколико секунди. У појединим режимима лета фактор „кашњења“ може бити од великог утицаја на управљање авионом.

Такође, модел потисне силе може бити представљен на следећи начин:

$$T = T_0 + \int_0^t \dot{T}(T, \Delta T) dt = T_0 + T_1(t)$$

при чему је \dot{T} дато следећом релацијом:

$$\dot{T}(t) = \frac{1}{\tau} [T_s(t) - T(t)] = \frac{1}{\tau} T(t)$$

а величине T_s и τ означавају:

T_s – величина потребног потиска и

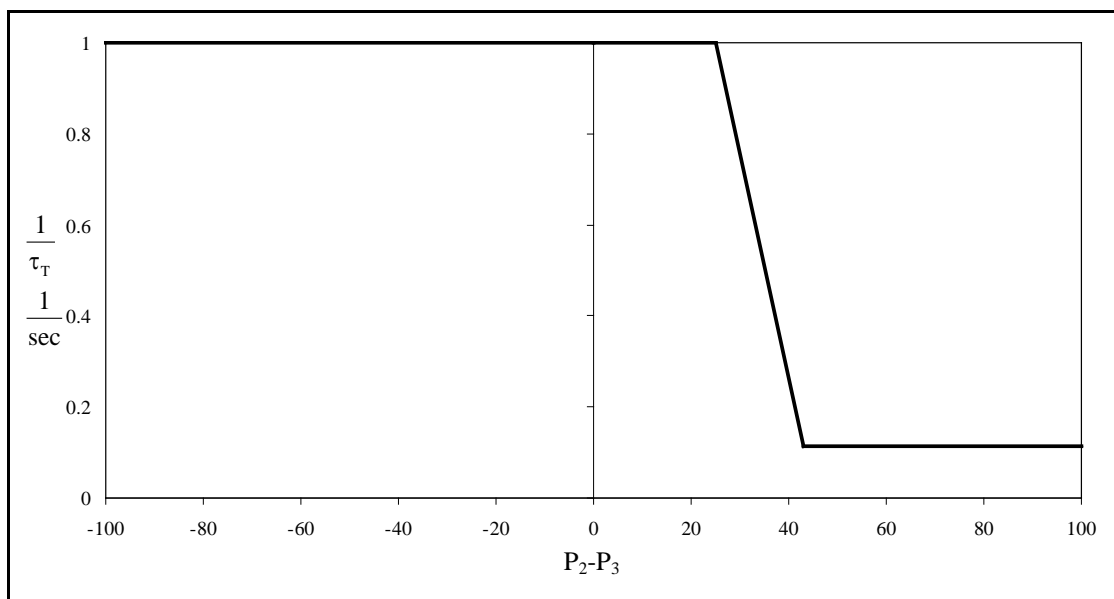
τ – „кашњење“.

Функција T_0 може се изразити у следећем облику:

$$T_0 = T_0(P_1, H, M, P_2, T_{\text{temp}}, \alpha)$$

Функција $T_1(t)$ уводи се из разлога што мотор није у стању да промени потисак моментално.

На слици 46 дат је дијаграм „кашњења“ за један борбени авион, у функцији разлике потребне потисне силе и актуелног потиска мотора.



Слика 46. Дијаграм „кашњења“ за млазни мотор

Употребљене ознаке имају следеће значење:

P_1 – положај ручице гаса (% од максималне снаге мотора),

P_2 – потребни потисак за дати режим лета (% од максималне снаге мотора),

P_3 – актуелни потисак мотора (% од максималне снаге мотора),

τ_T – временско кашњење,

T_{idle} – подаци за мотор у празном ходу,

T_{mil} – подаци за мотор у борбеној варијанти,

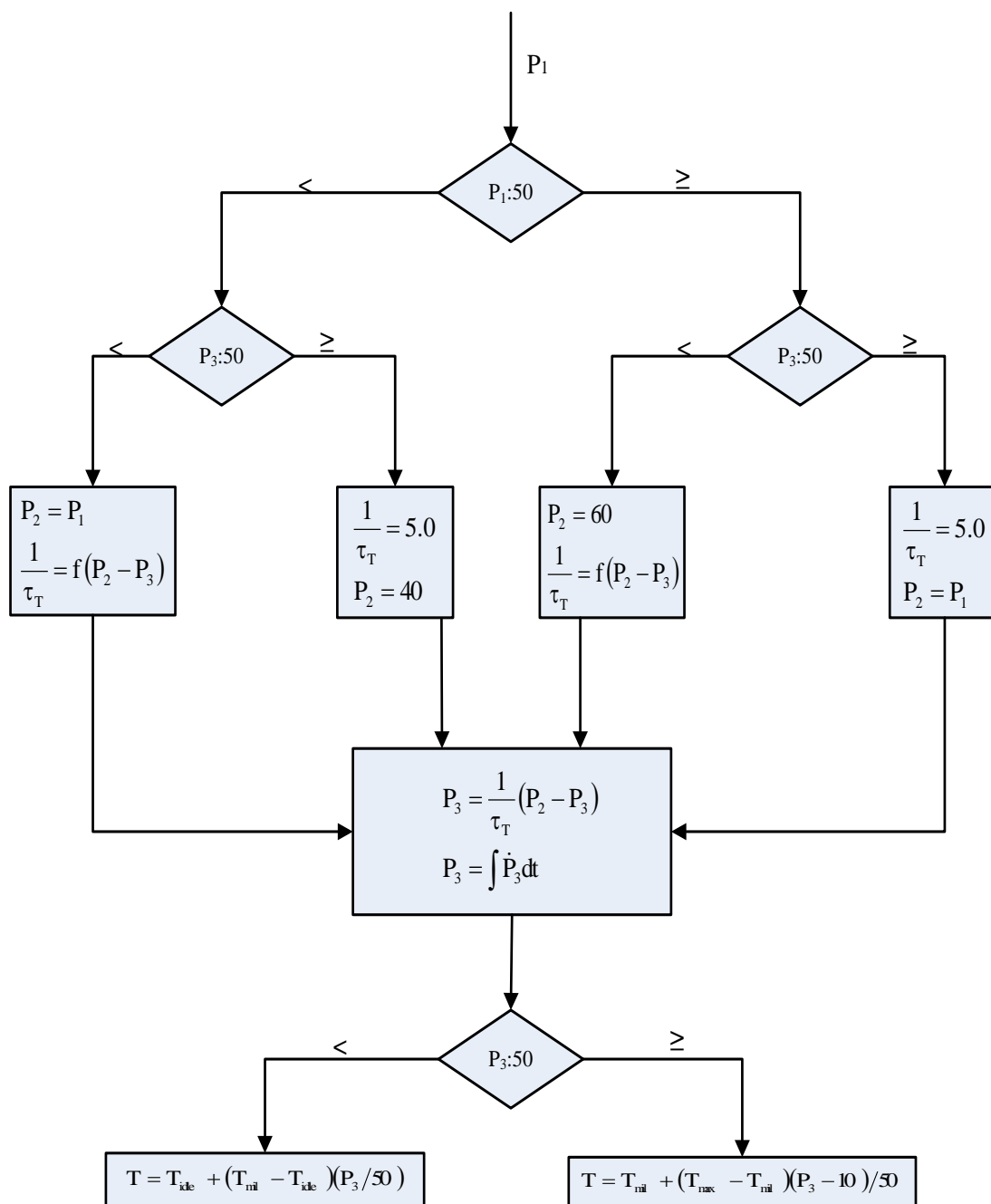
T_{temp} – температура

T_{max} – подаци за максималне вредности потиска мотора,

T – потисак и

α – нападни угао лета авиона.

На слици 47 дат је блок дијаграм динамичког модела потиска у функцији положаја ручице гаса.



Слика 47. Блок дијаграм динамичког модела потиска у функцији положаја ручице гаса

Доградња математичког модела за симулацију динамике лета са моделом потисне силе пружа могућност комплетније анализе кретања летелице. Она се огледа у томе што се при разматрању појединих маневара авиона узима у обзир кашњење одговора мотора, које се креће у опсегу од неколико десетина секунде до неколико секунди и може бити од великог утицаја на коректно управљање летелицом. Такође, употреба адекватног модела потисне силе у моделу за симулацију динамике лета омогућава и анализу конфигурација авиона који користе вектор потиска за кретања и управљање.

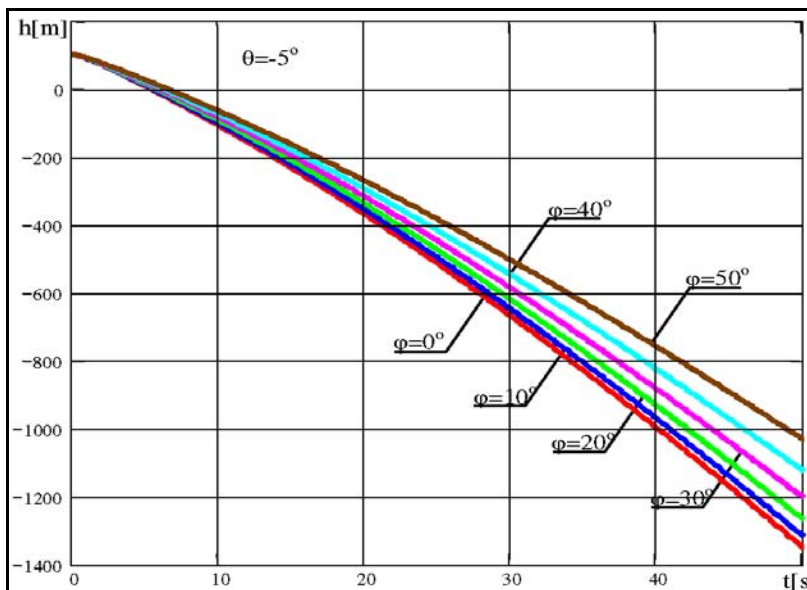
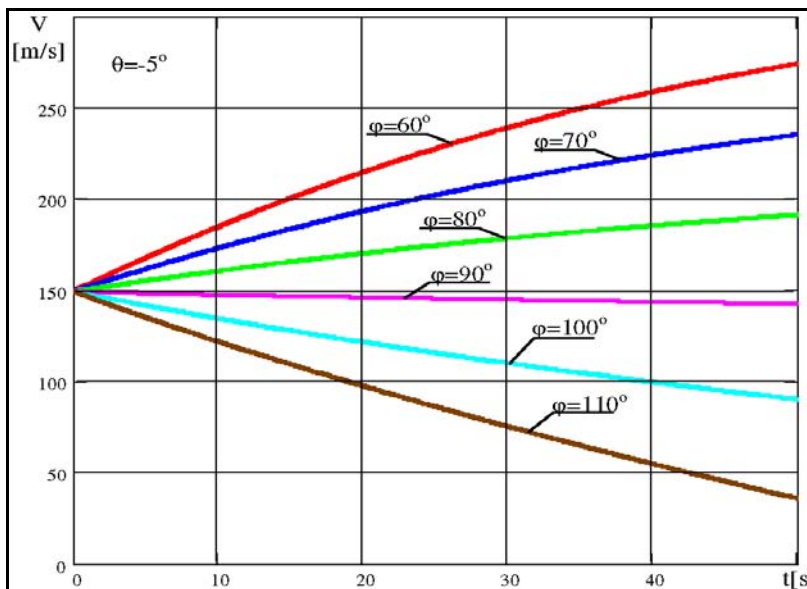
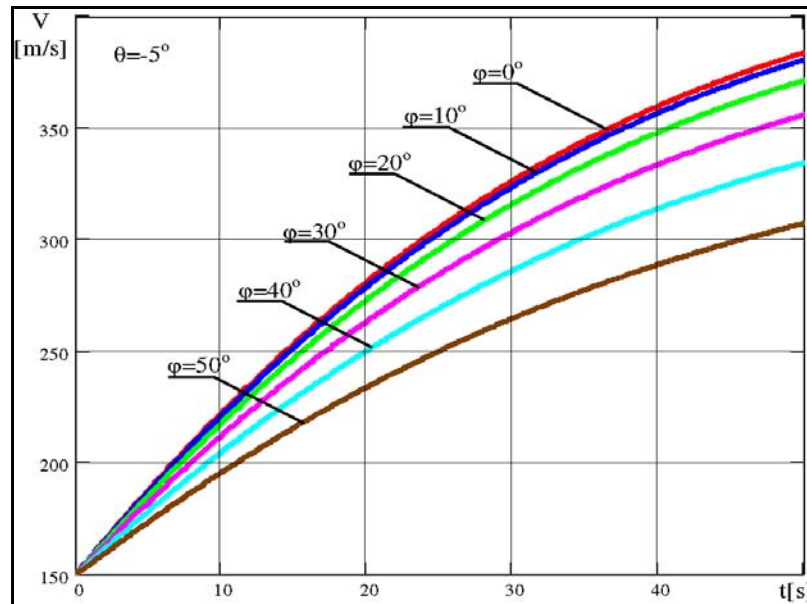
5 Резултати симулације перформанси авиона са векторисаним потиском

Резултати симулације перформанси авиона са векторисаним потиском приказани су на слици 48 (а – у) за следеће различите варијанте.

На слици 48 (а – г) за константне вредности угла нагиба трајекторије $\theta = -5^\circ$ приказани су резултати симулације кретања авиона: промена брзине лета авиона (V), промена угла уздужног положаја авиона χ , промена висине лета (h), растојање (пређени пут) r за промену угла вектора потиска мотора (φ).

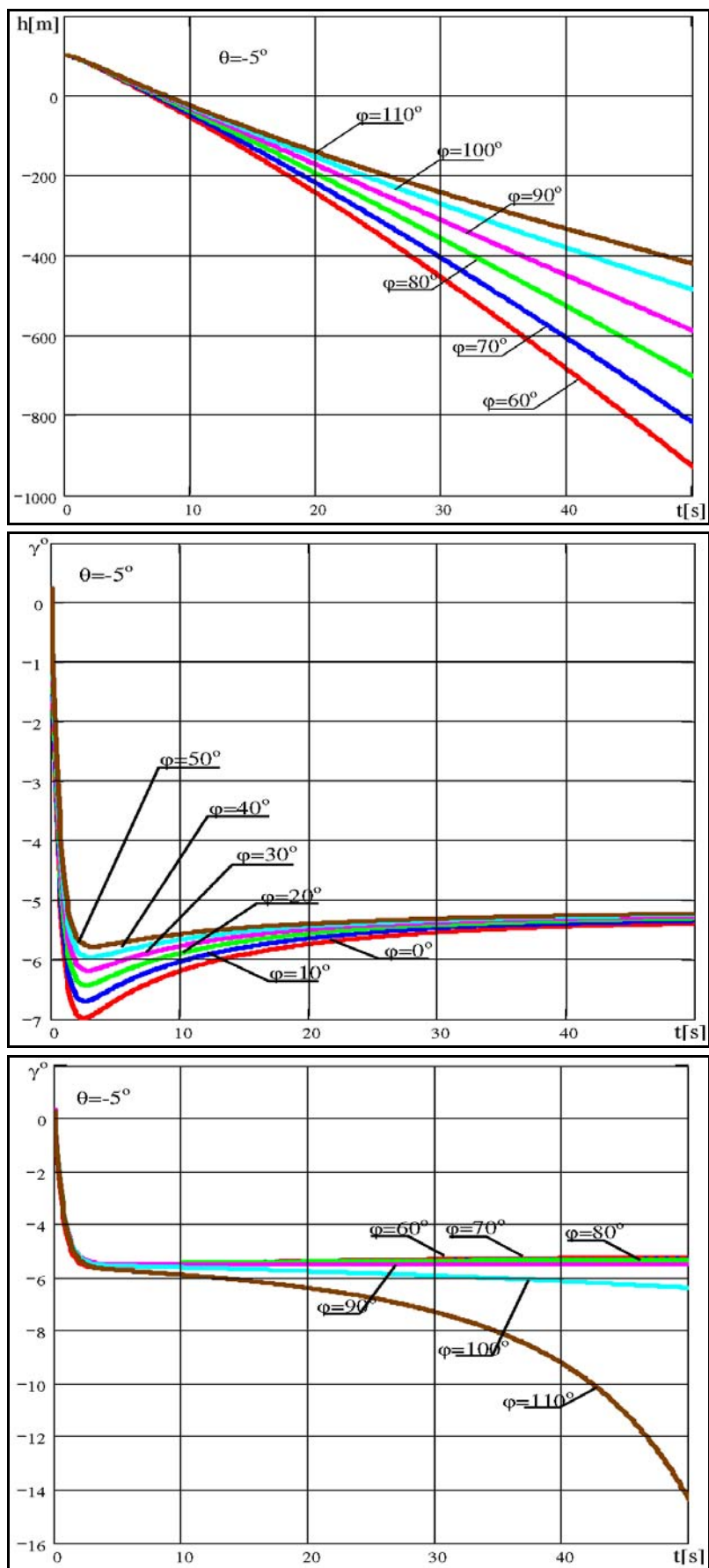
Из дијаграма се закључује да са повећањем угла отклона вектора потиска мотора (φ) имамо пад брзине дуж трајекторије лета (у обрушавању) и смањења темпа губитка висине лета (h).

Из дијаграма $V=f(t)$ за промену угла отклона вектора потиска мотора φ од 0° – 110° закључујемо да се може остварити промена брзине у обрушавању од 380m/s за $\varphi=0^\circ$ до 40m/s за $\varphi=110^\circ$ у односу на почетну брзину у обрушавању од 150m/s .



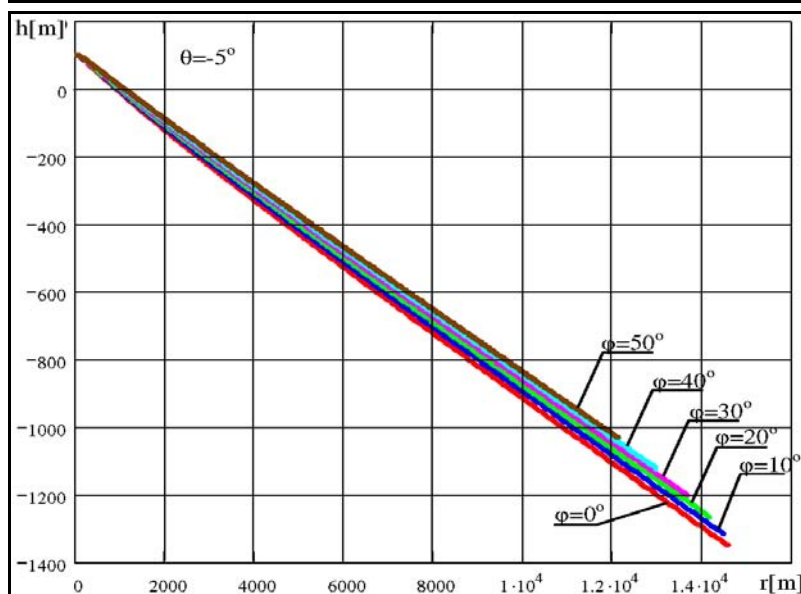
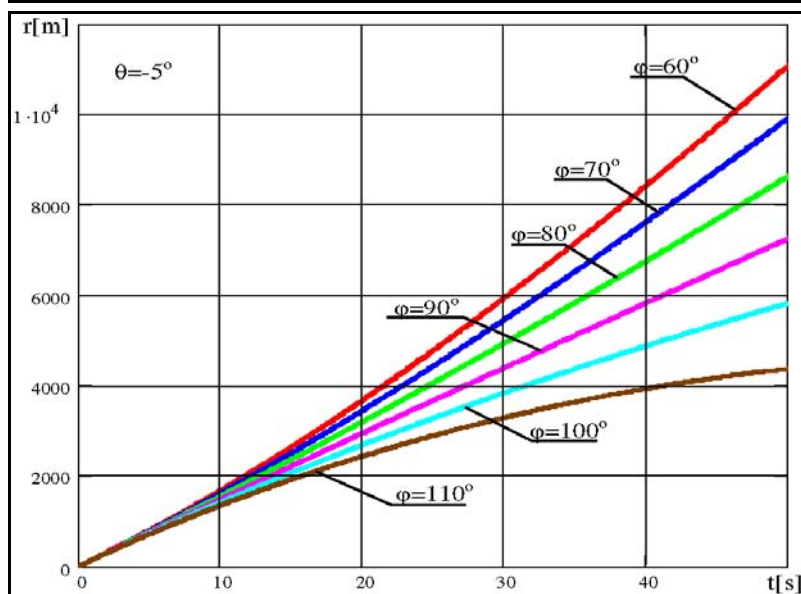
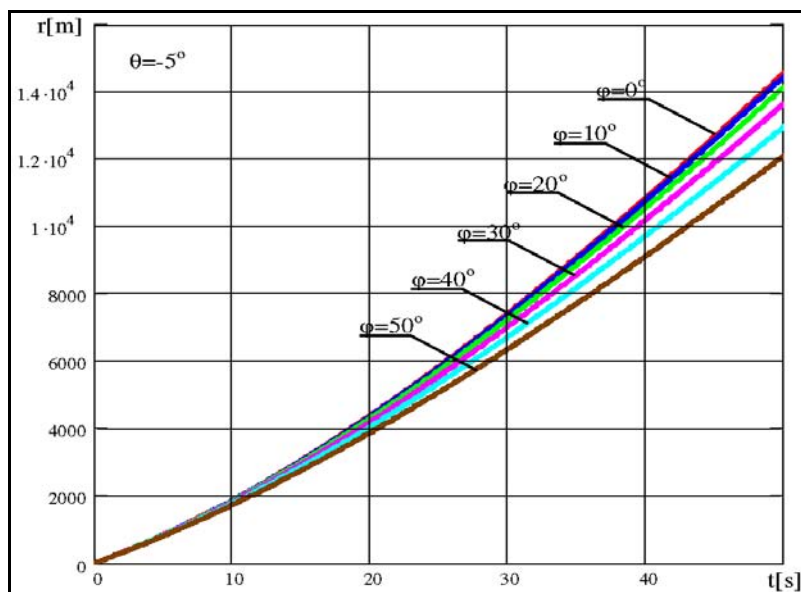
a) $\theta = -5^\circ$, $\varphi = 0^\circ - 110^\circ$, $h_0 = 100 \text{ m}$, $V_0 = 150 \text{ m/s}$

Слика 48. Резултати симулације перформанси авиона са векторисаним потиском



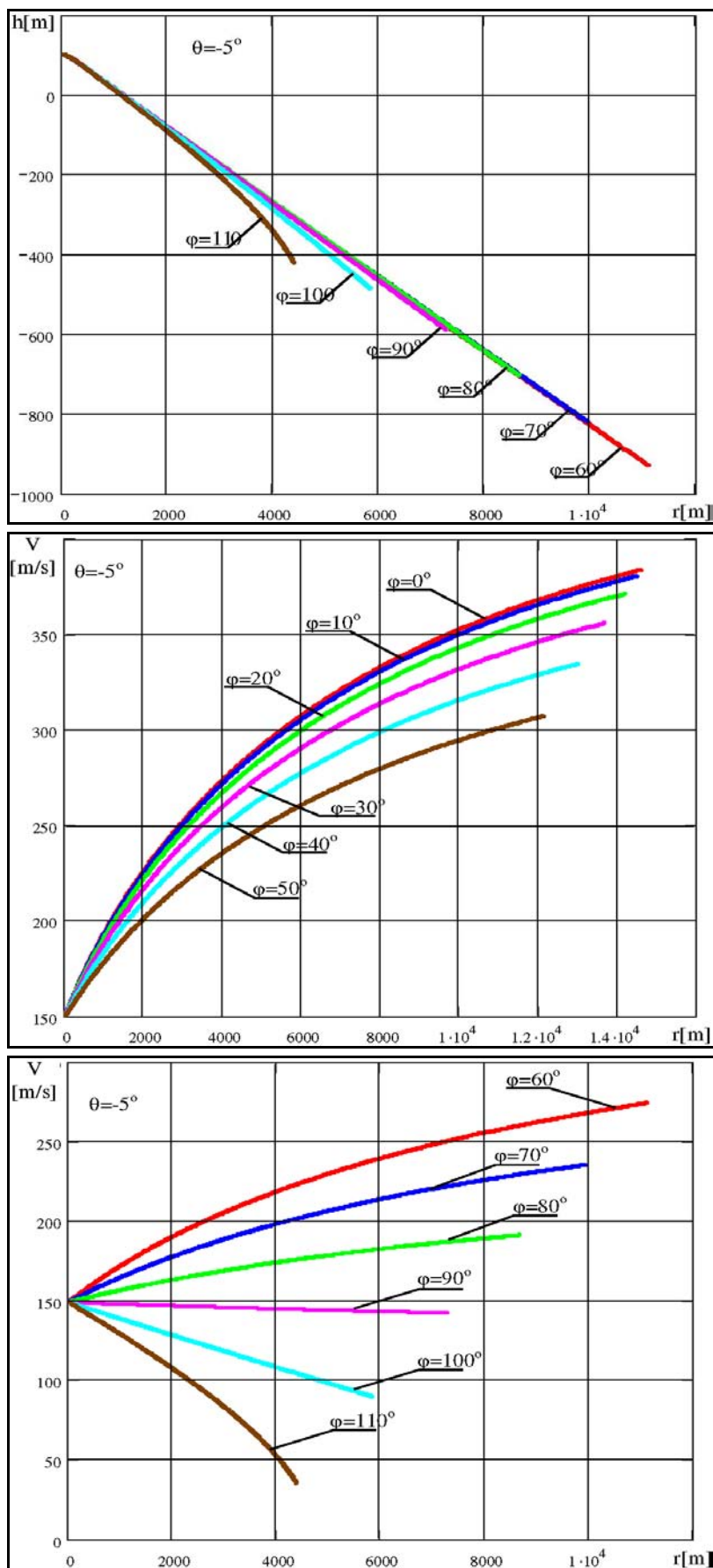
б) $\theta = -5^\circ$, $\varphi = 0^\circ - 110^\circ$, $h_0 = 100$ m, $V_0 = 150$ m/s

Слика 49. Резултати симулације перформанси авиона са векторисаним потиском



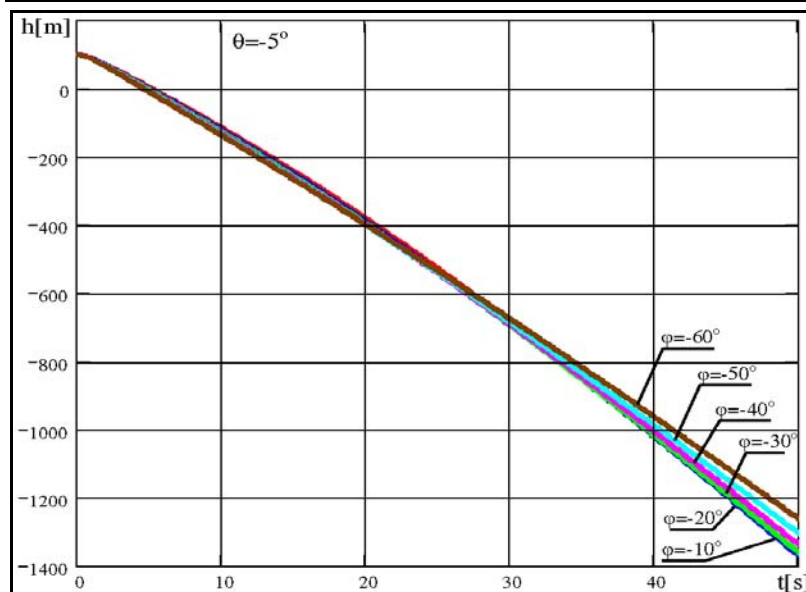
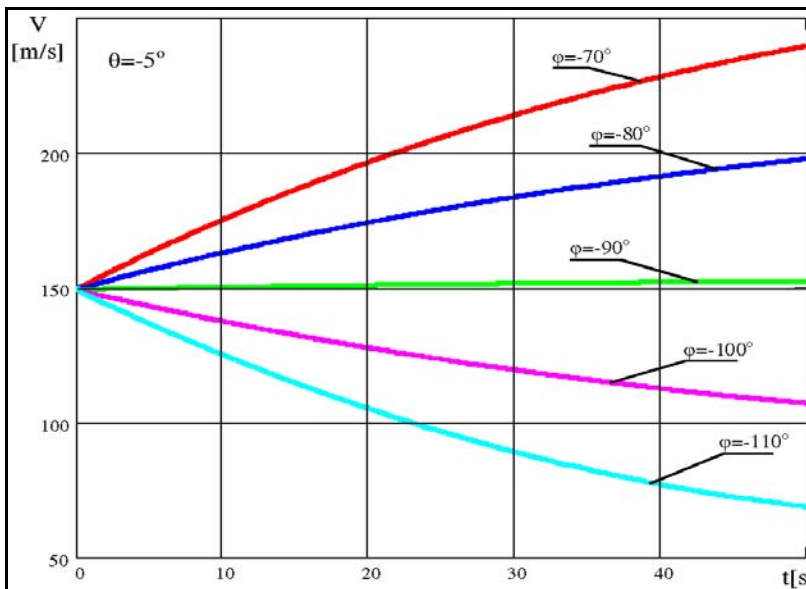
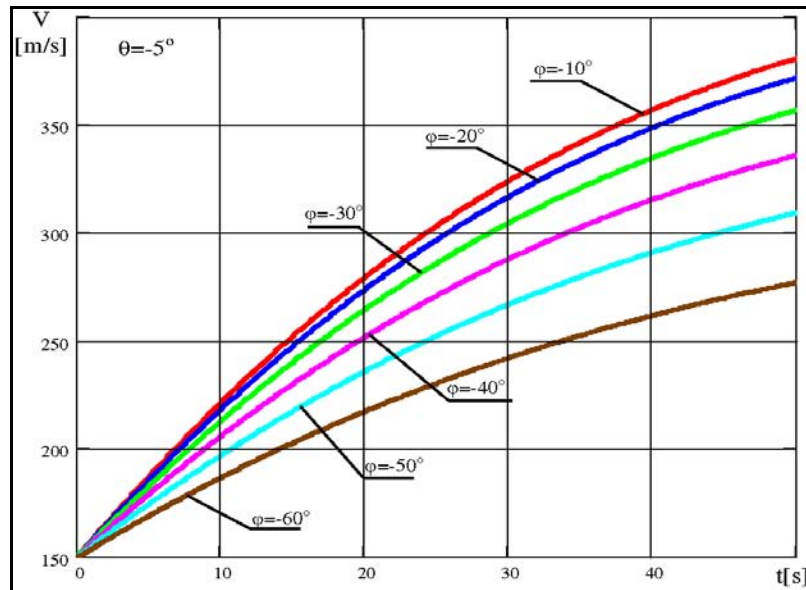
в) $\theta = -5^\circ$, $\varphi = 0^\circ - 110^\circ$, $h_0 = 100$ m, $V_0 = 150$ m/s

Слика 50. Резултати симулације перформанси авиона са векторисаним потиском



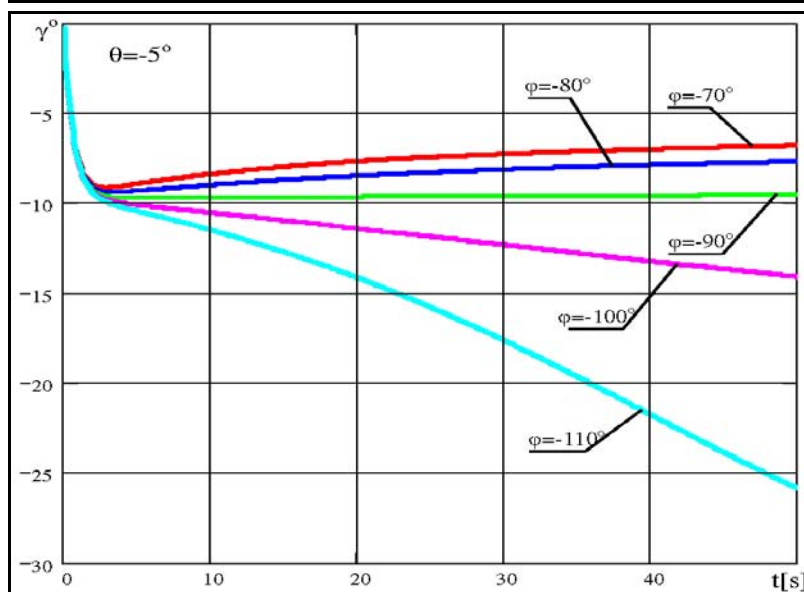
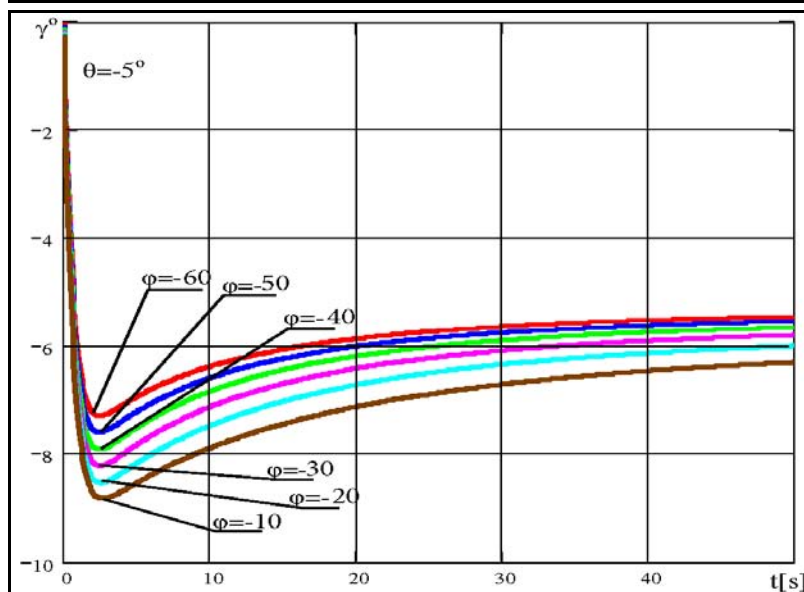
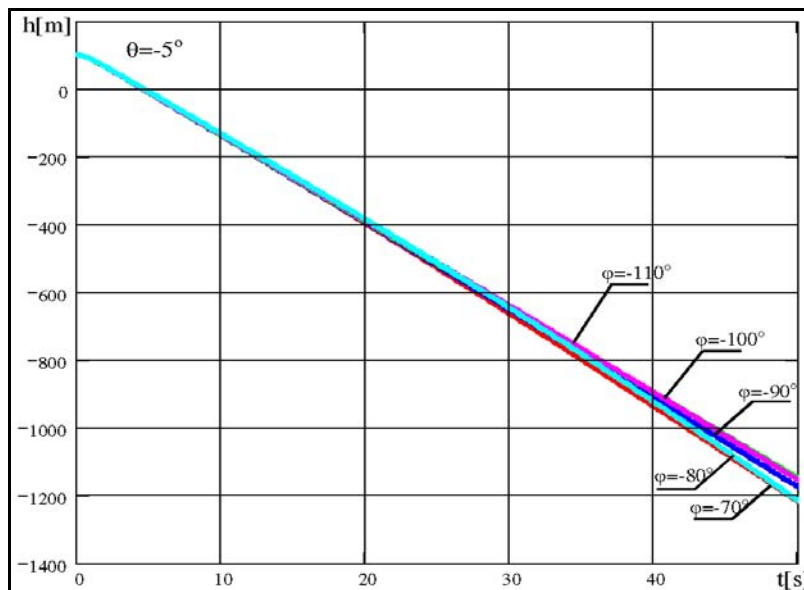
г) $\theta = -5^\circ$, $\varphi = 0^\circ - 110^\circ$, $h_0 = 100 \text{ m}$, $V_0 = 150 \text{ m/s}$

Слика 51. Резултати симулације перформанси авиона са векторисаним потиском



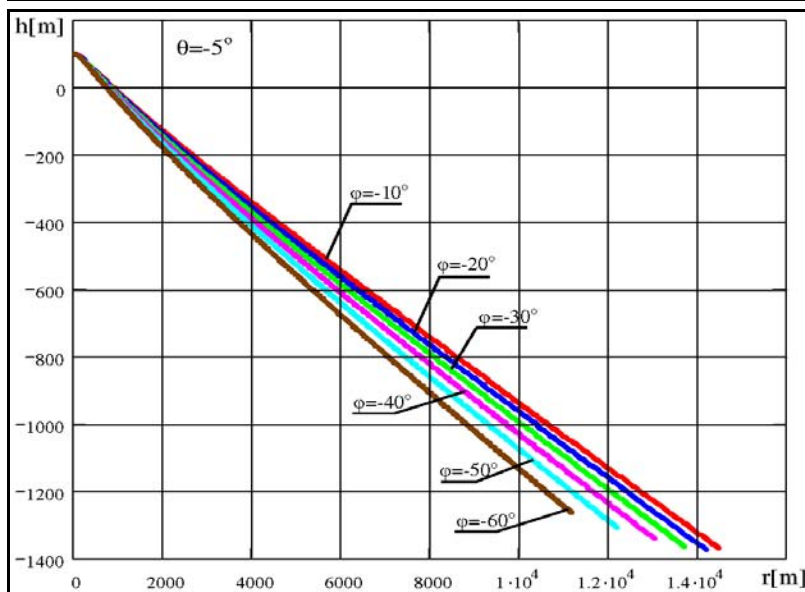
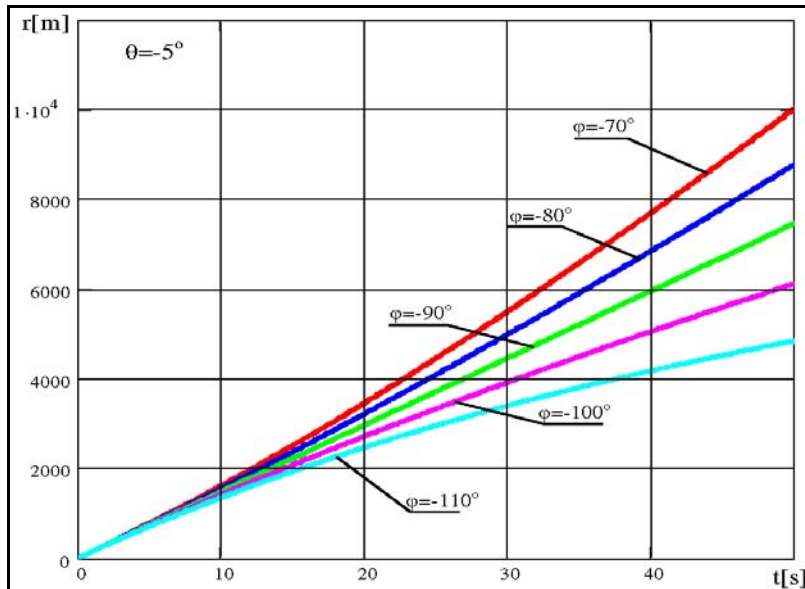
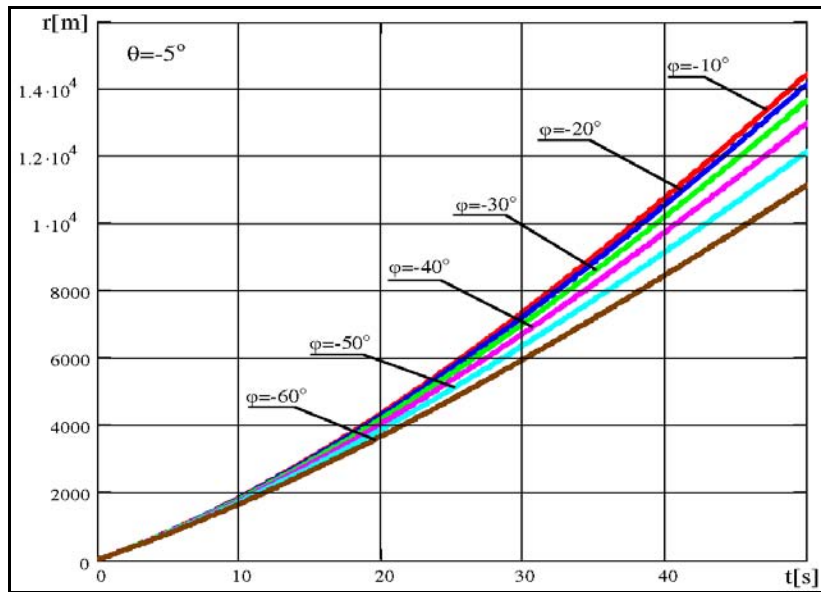
д) $\theta = -5^\circ$, $\phi = -110^\circ$ – 110° , $h_0 = 100$ m, $V_0 = 150$ m/s

Слика 48. Резултати симулације перформанси авиона са векторисаним потиском



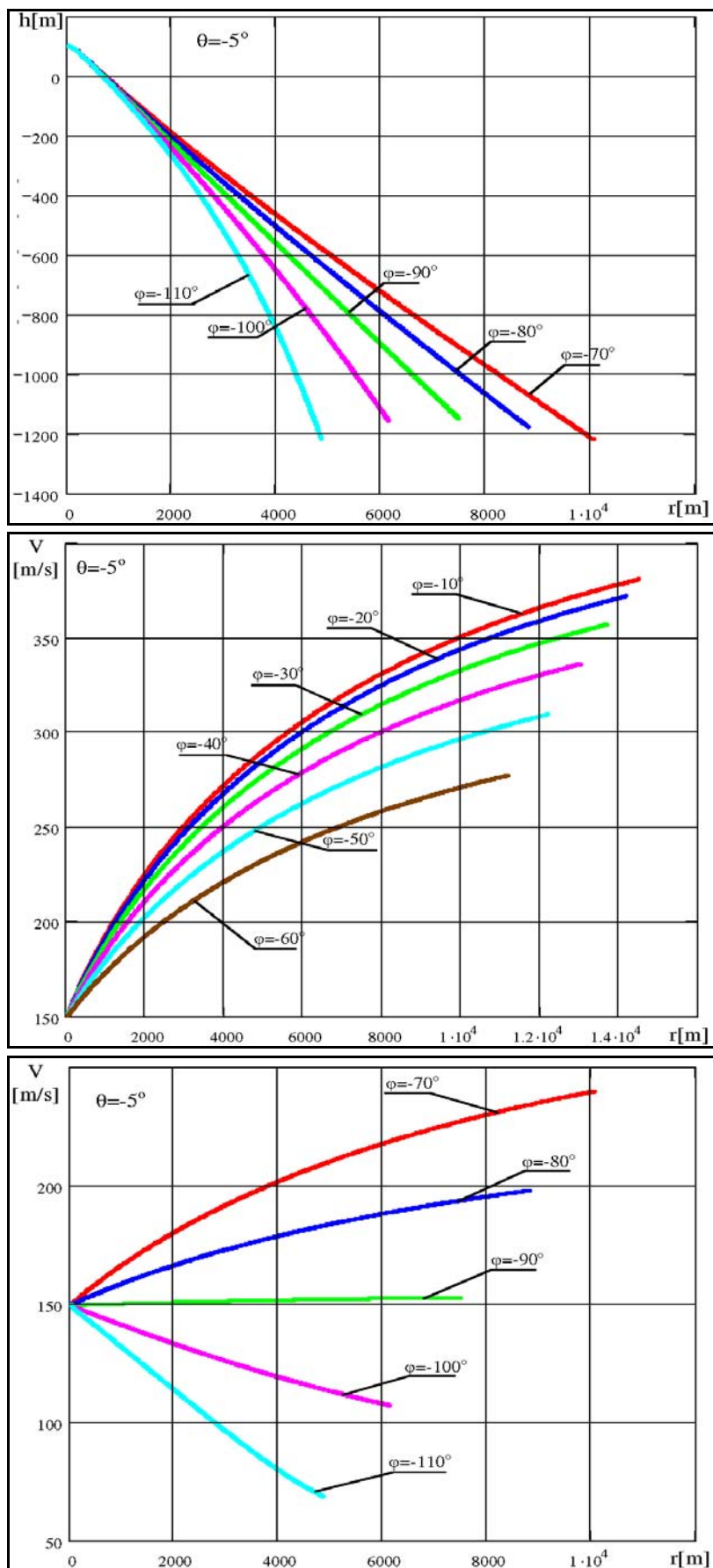
h) $\theta = -5^\circ$, $\varphi = -110^\circ$ – 110° , $h_0 = 100$ m, $V_0 = 150$ m/s

Слика 48. Резултати симулације перформанси авиона са векторисаним потиском



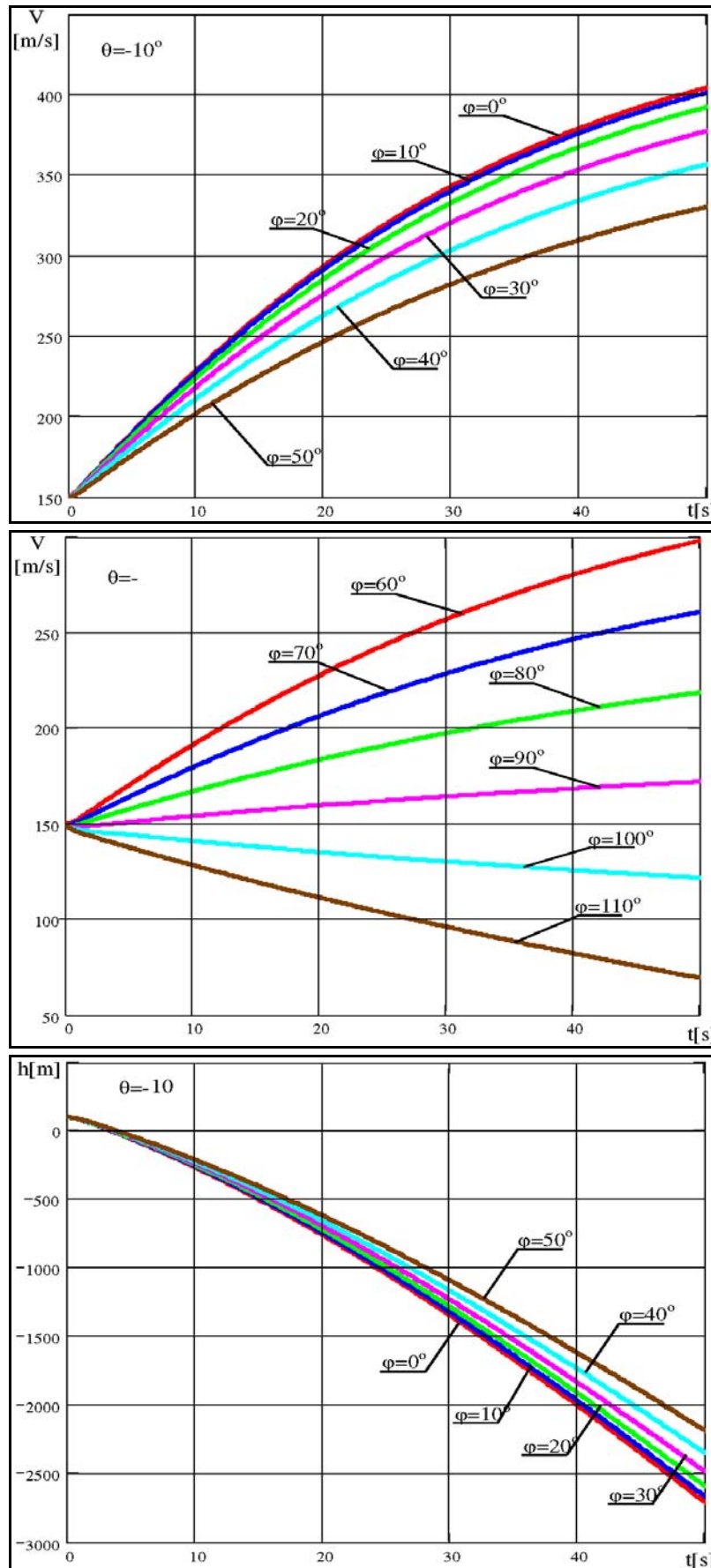
e) $\theta = -5^\circ$, $\varphi = -110^\circ$ – -10° , $h_0 = 100$ m, $V_0 = 150$ m/s

Слика 48. Резултати симулације перформанси авиона са векторисаним потиском



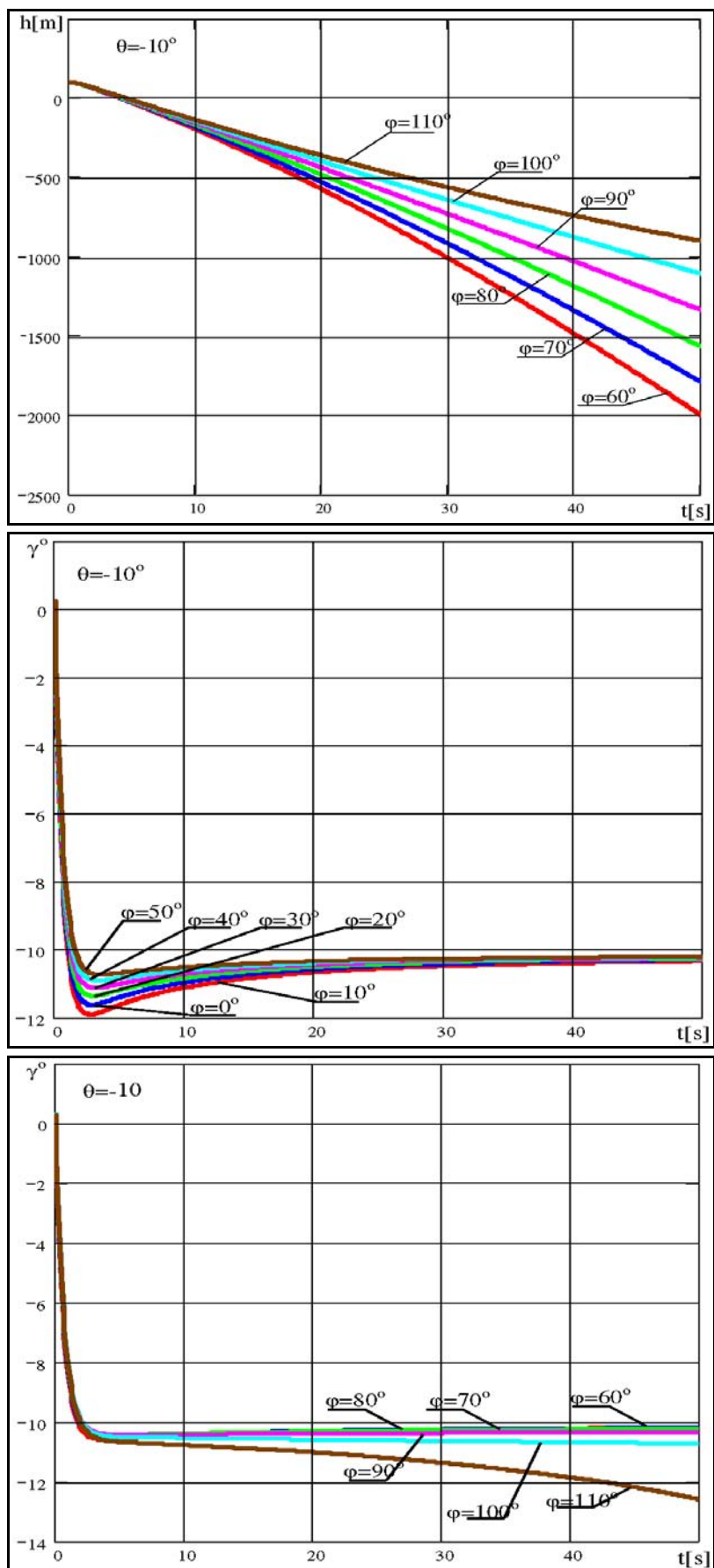
ж) $\theta = -5^\circ$, $\phi = -110^\circ - 0^\circ$, $h_0 = 100$ m, $V_0 = 150$ m/s

Слика 48. Резултати симулације перформанси авиона са векторисаним потиском



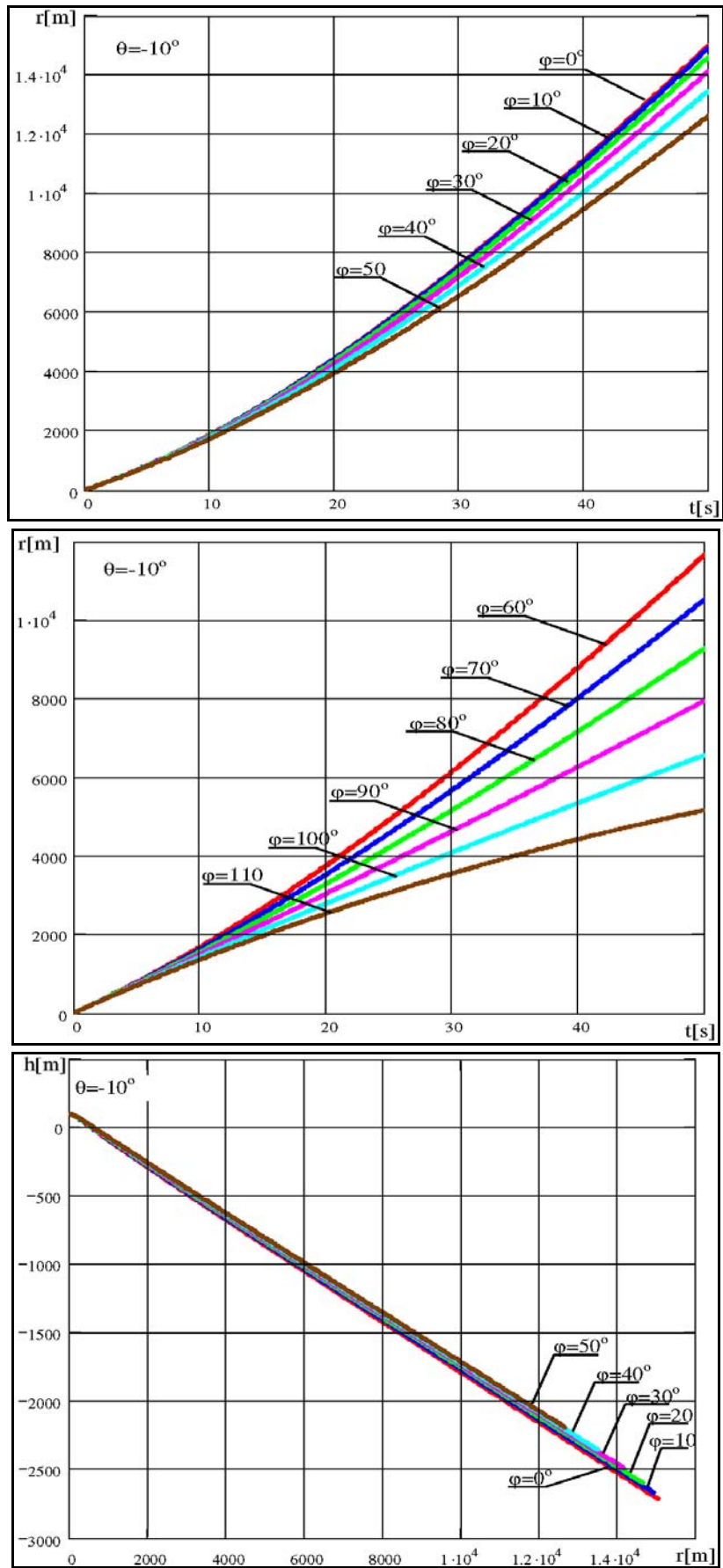
з) $\theta = -10^\circ$, $\varphi = 0^\circ - 110^\circ$, $h_0 = 100$ m, $V_0 = 150$ m/s

Слика 48. Резултати симулације перформанси авиона са векторисаним потиском



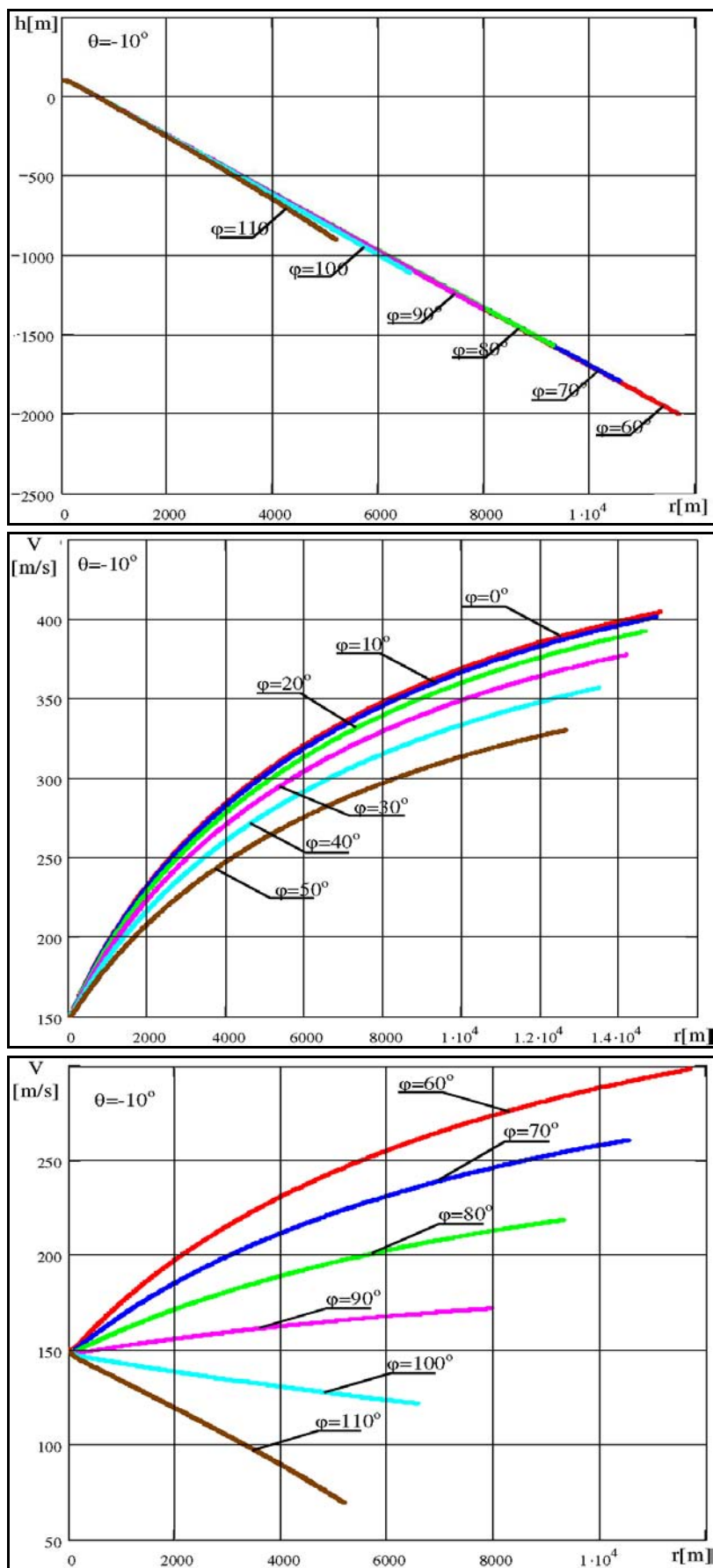
и) $\theta = -10^\circ$, $\varphi = 0^\circ - 110^\circ$, $h_0 = 100$ m, $V_0 = 150$ m/s

Слика 48. Резултати симулације перформанси авиона са векторисаним потиском



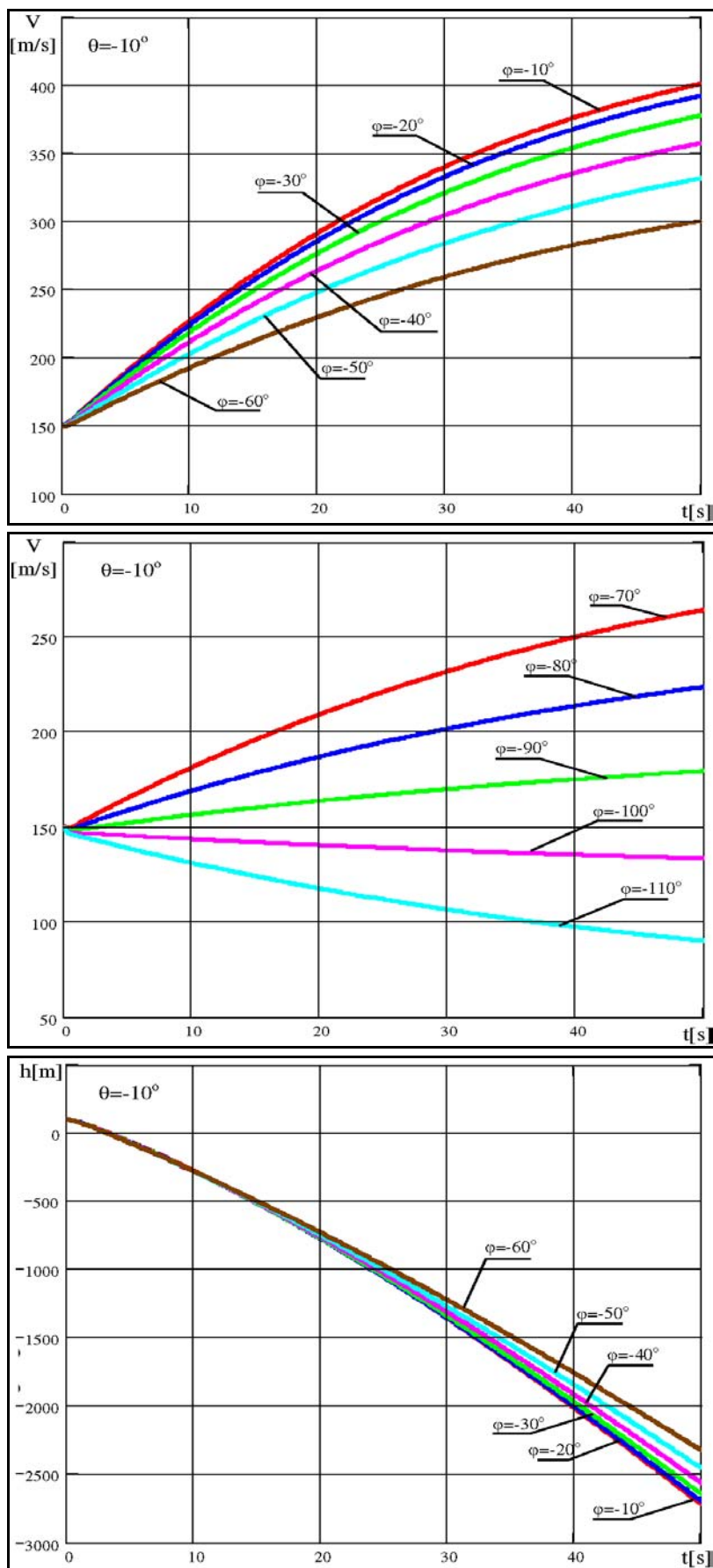
j) $\theta = -10^\circ$, $\varphi = 0^\circ - 110^\circ$, $h_0 = 100$ m, $V_0 = 150$ m/s

Слика 48. Резултати симулације перформанси авиона са векторисаним потиском



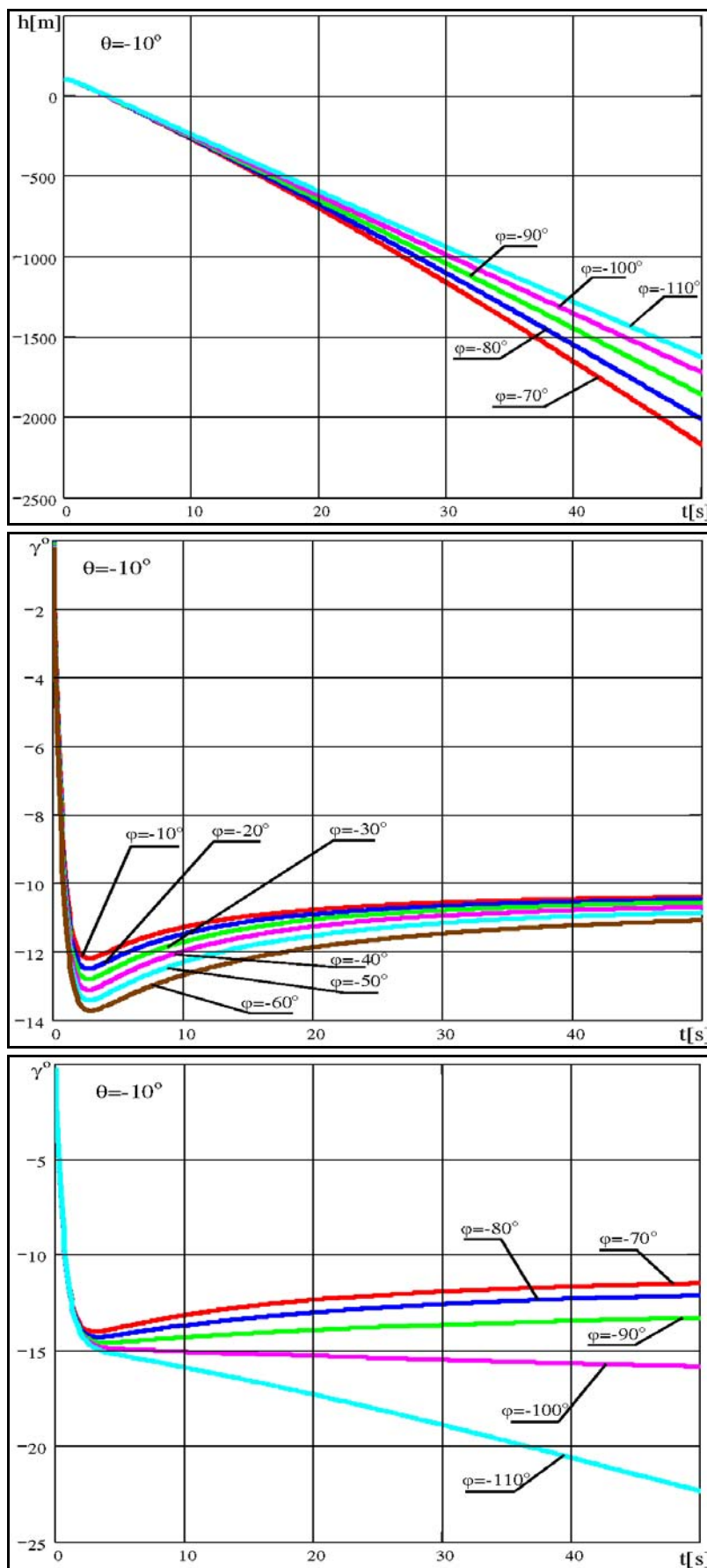
к) $\theta = -10^\circ$, $\varphi = 0^\circ - 110^\circ$, $h_0 = 100$ m, $V_0 = 150$ m/s

Слика 48. Резултати симулације перформанси авиона са векторисаним потиском



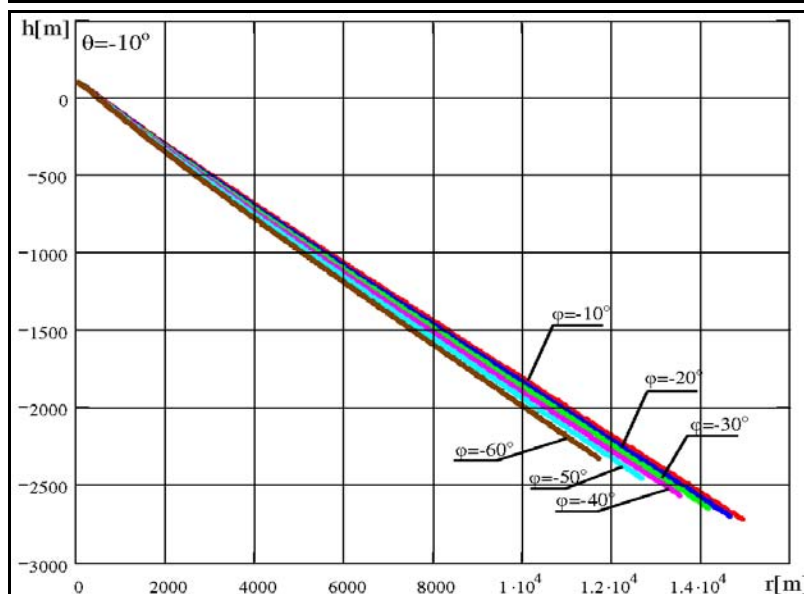
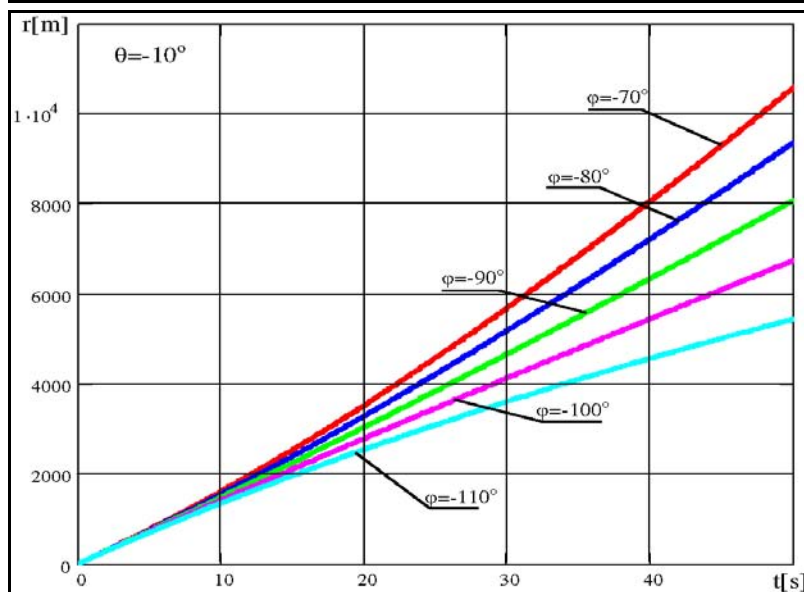
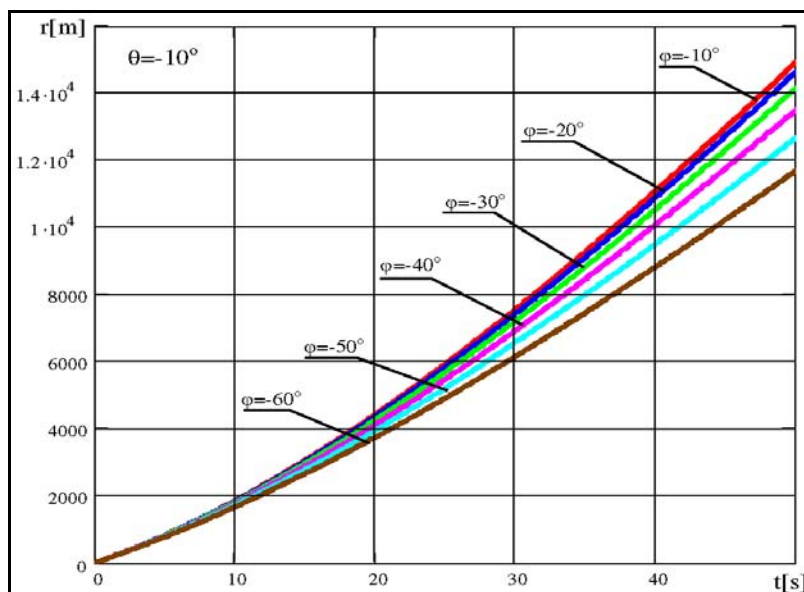
л) $\theta = -10^\circ$, $\varphi = -110^\circ$ – 110° , $h_0 = 100$ m, $V_0 = 150$ m/s

Слика 48. Резултати симулације перформанси авиона са векторисаним потиском



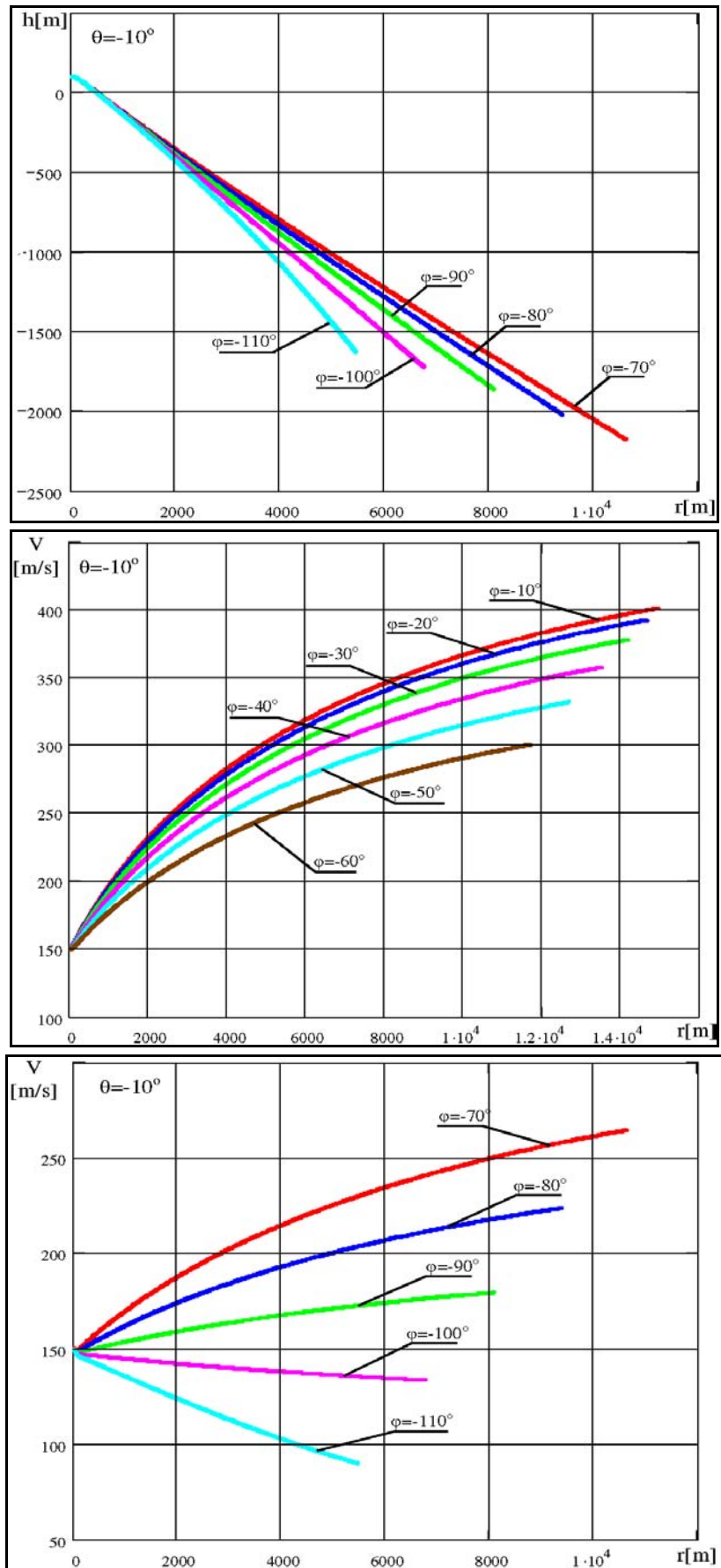
љ) $\theta = -10^\circ$, $\varphi = -110^\circ$ – 110° , $h_0 = 100$ m, $V_0 = 150$ m/s

Слика 48. Резултати симулације перформанси авиона са векторисаним потиском



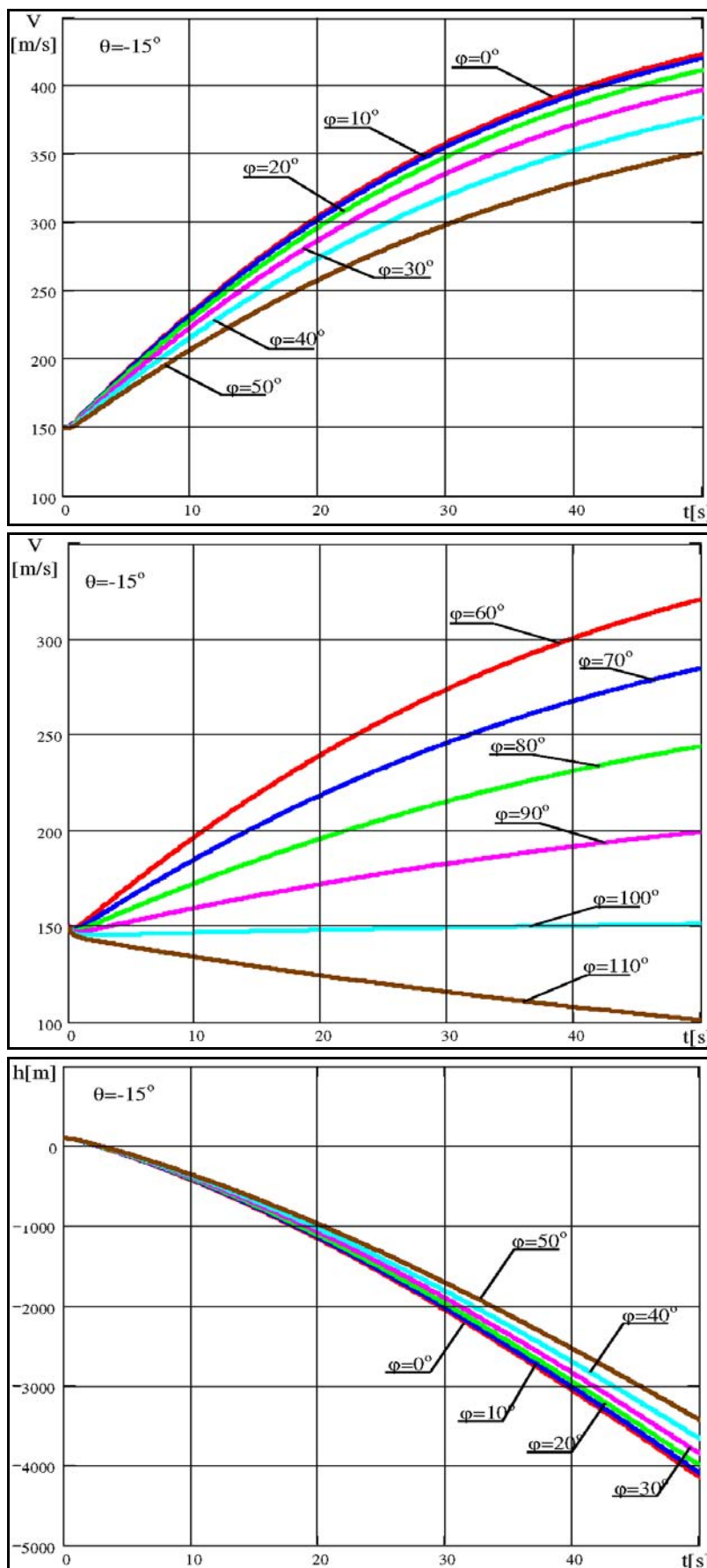
м) $\theta = -10^\circ$, $\varphi = -110^\circ - 0^\circ$, $h_0 = 100$ m, $V_0 = 150$ m/s

Слика 48. Резултати симулације перформанси авиона са векторисаним потиском



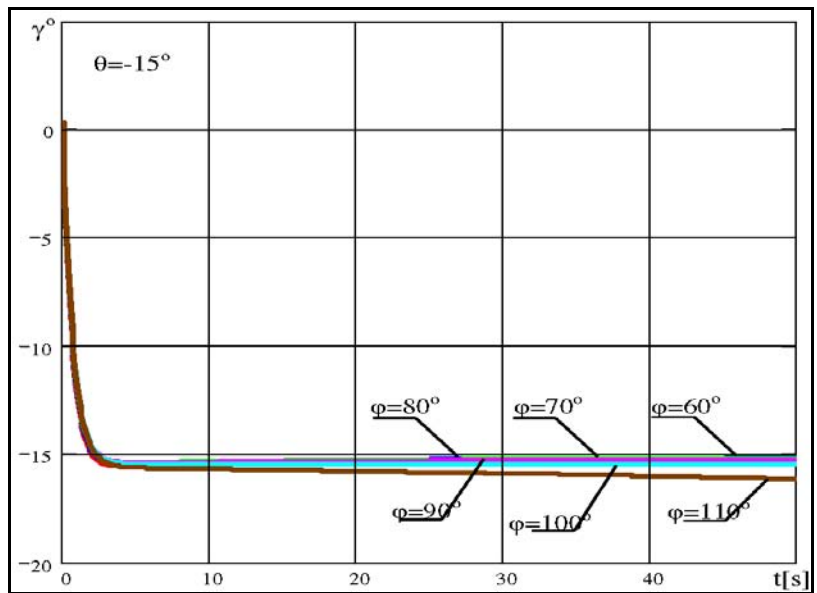
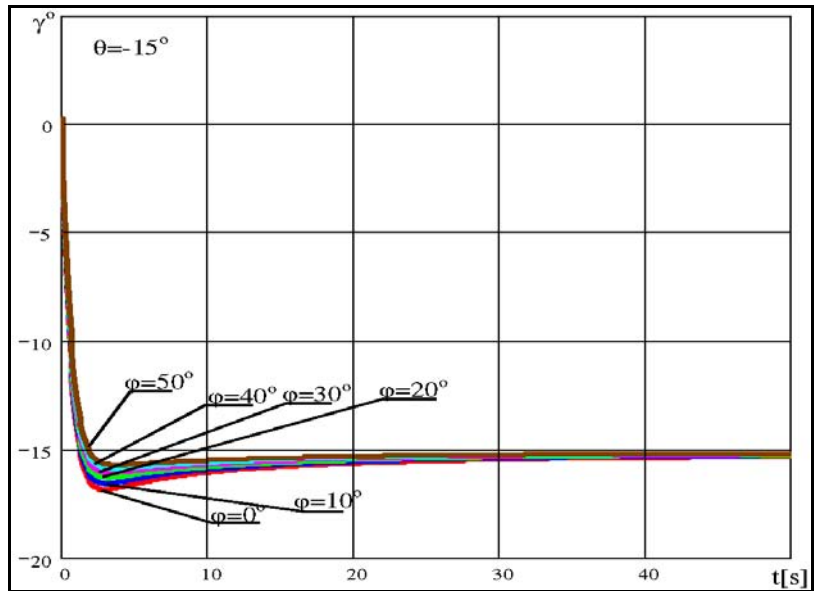
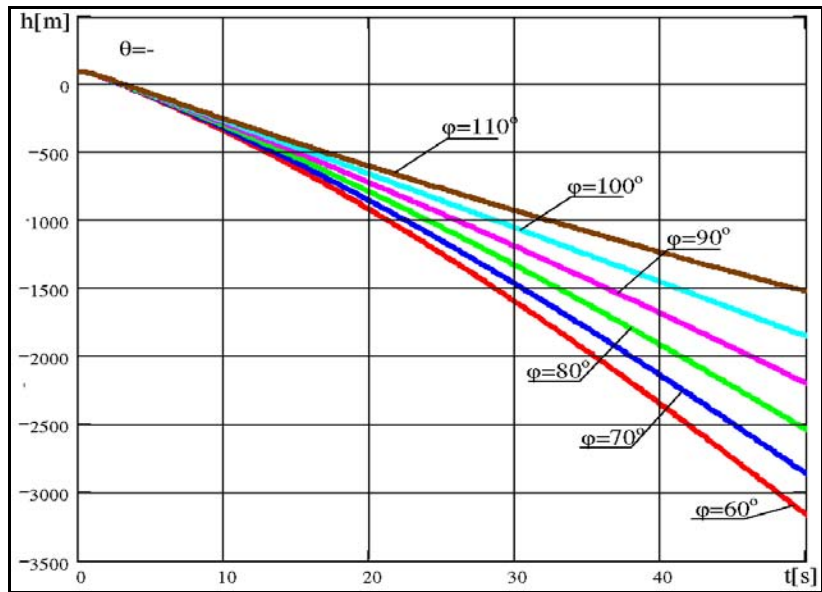
н) $\theta = -10^\circ$, $\varphi = -110^\circ - 0^\circ$, $h_0 = 100$ m, $V_0 = 150$ m/s

Слика 48. Резултати симулације перформанси авиона са векторисаним потиском



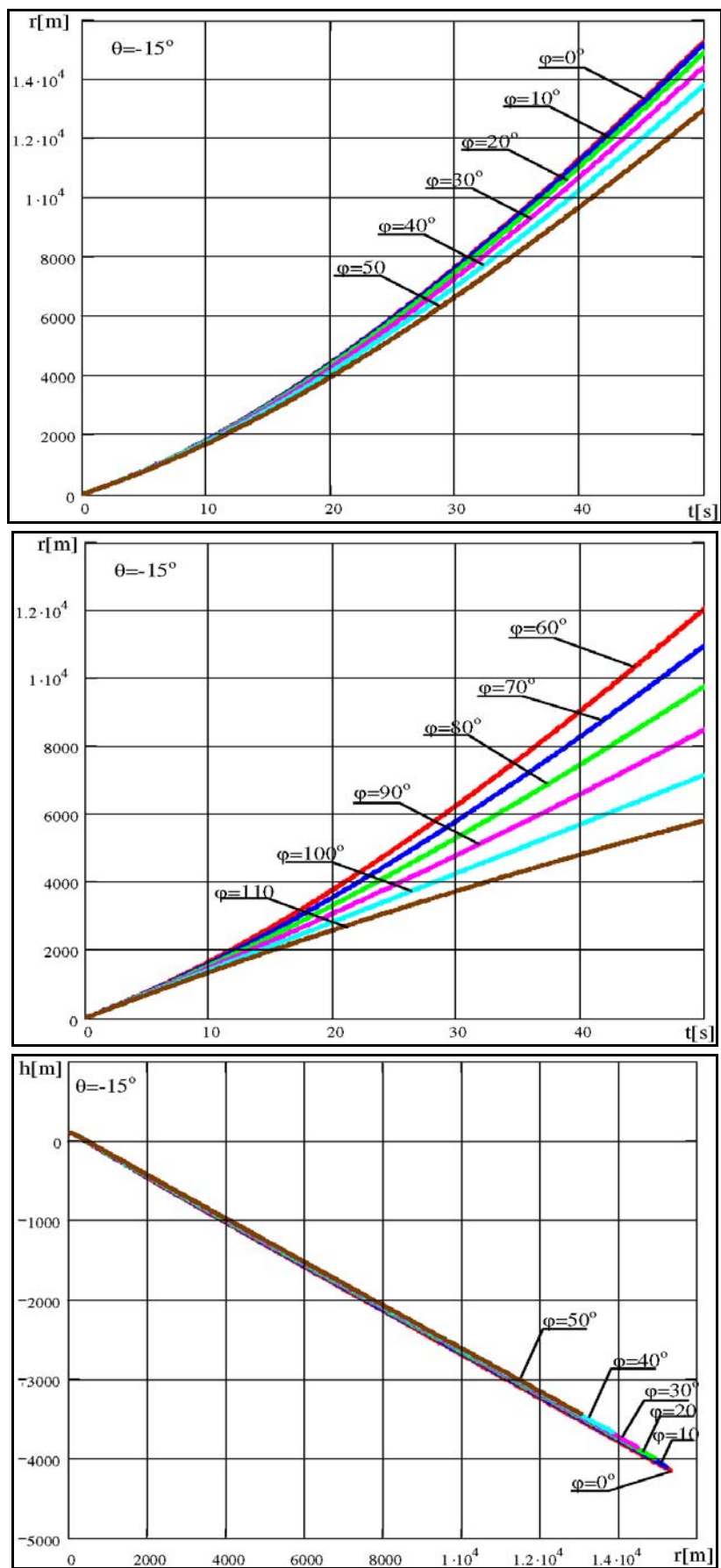
њ) $\theta = -15^\circ$, $\varphi = 0^\circ - 110^\circ$, $h_0 = 100$ m, $V_0 = 150$ m/s

Слика 48. Резултати симулације перформанси авиона са векторисаним потиском



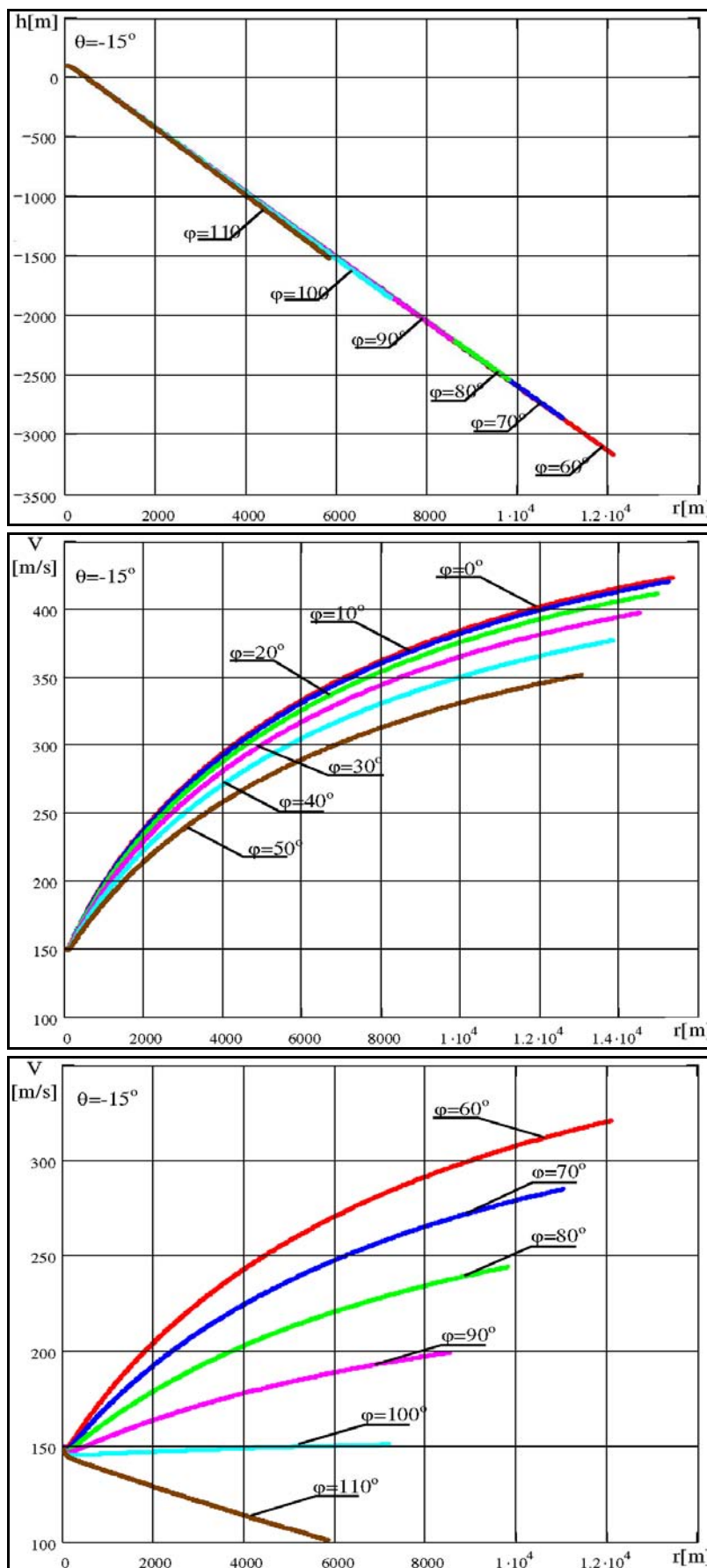
o) $\theta = -15^\circ$, $\varphi = 0^\circ - 110^\circ$, $h_0 = 100$ m, $V_0 = 150$ m/s

Слика 48. Резултати симулације перформанси авиона са векторисаним потиском



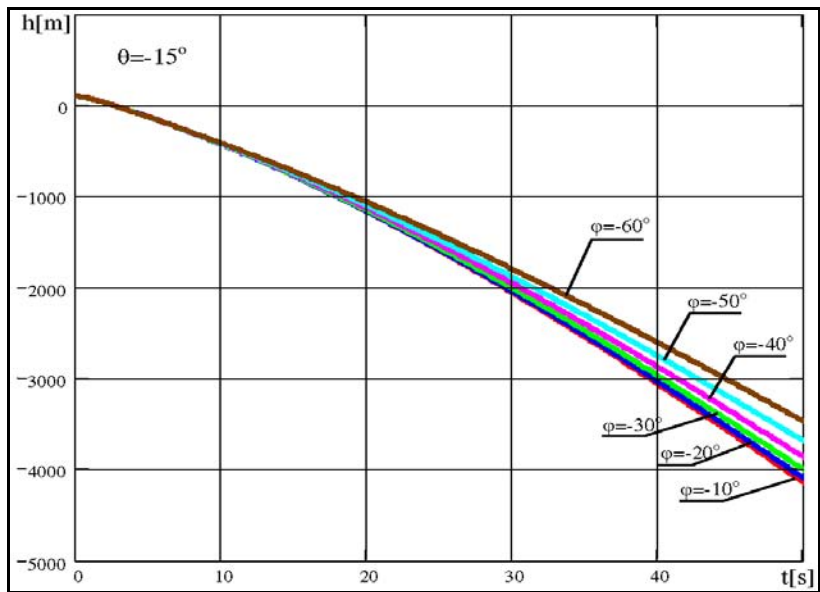
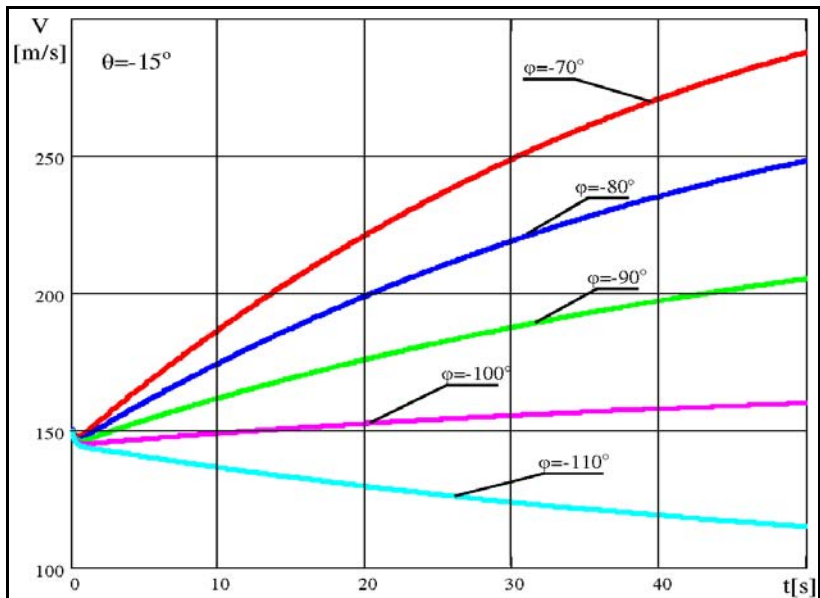
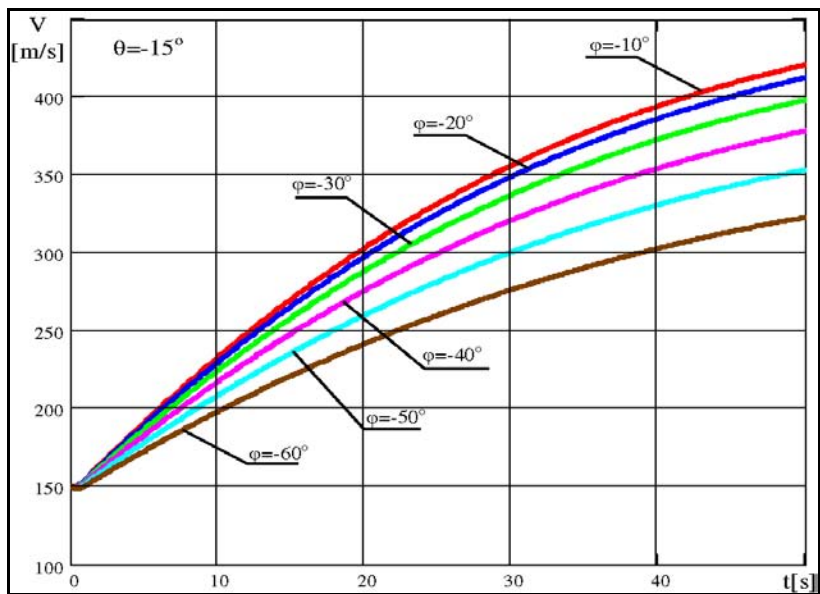
п) $\theta = -15^\circ$, $\varphi = 0^\circ - 110^\circ$, $h_0 = 100$ m, $V_0 = 150$ m/s

Слика 48. Резултати симулације перформанси авиона са векторисаним потиском



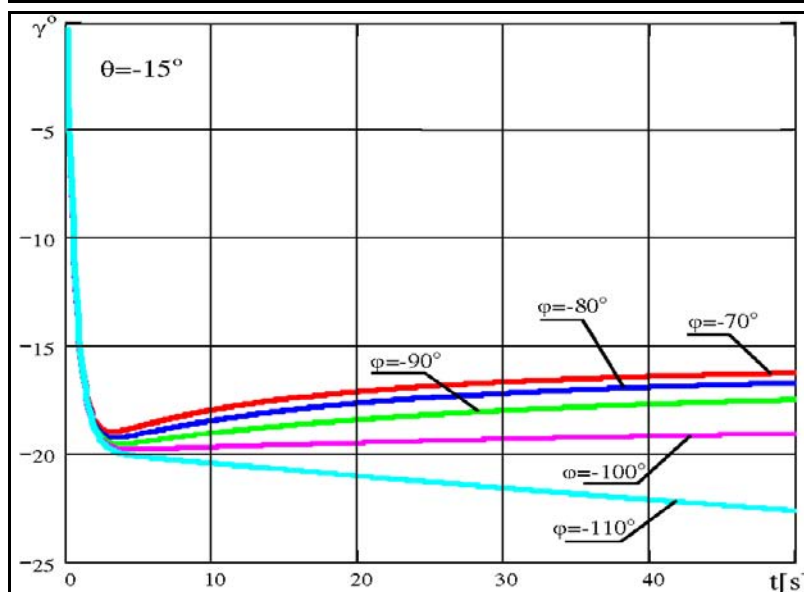
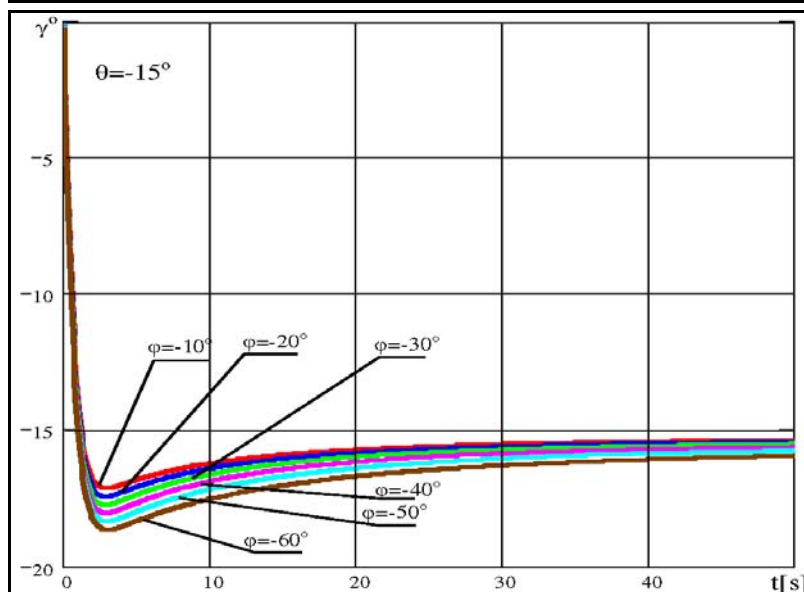
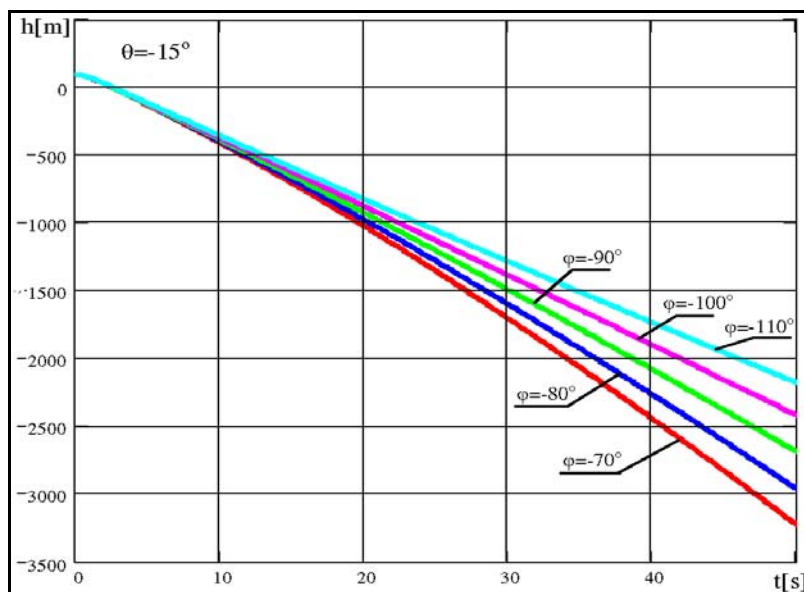
p) $\theta = -15^\circ$, $\varphi = 0^\circ - 110^\circ$, $h_0 = 100$ m, $V_0 = 150$ m/s

Слика 48. Резултати симулације перформанси авиона са векторисаним потиском



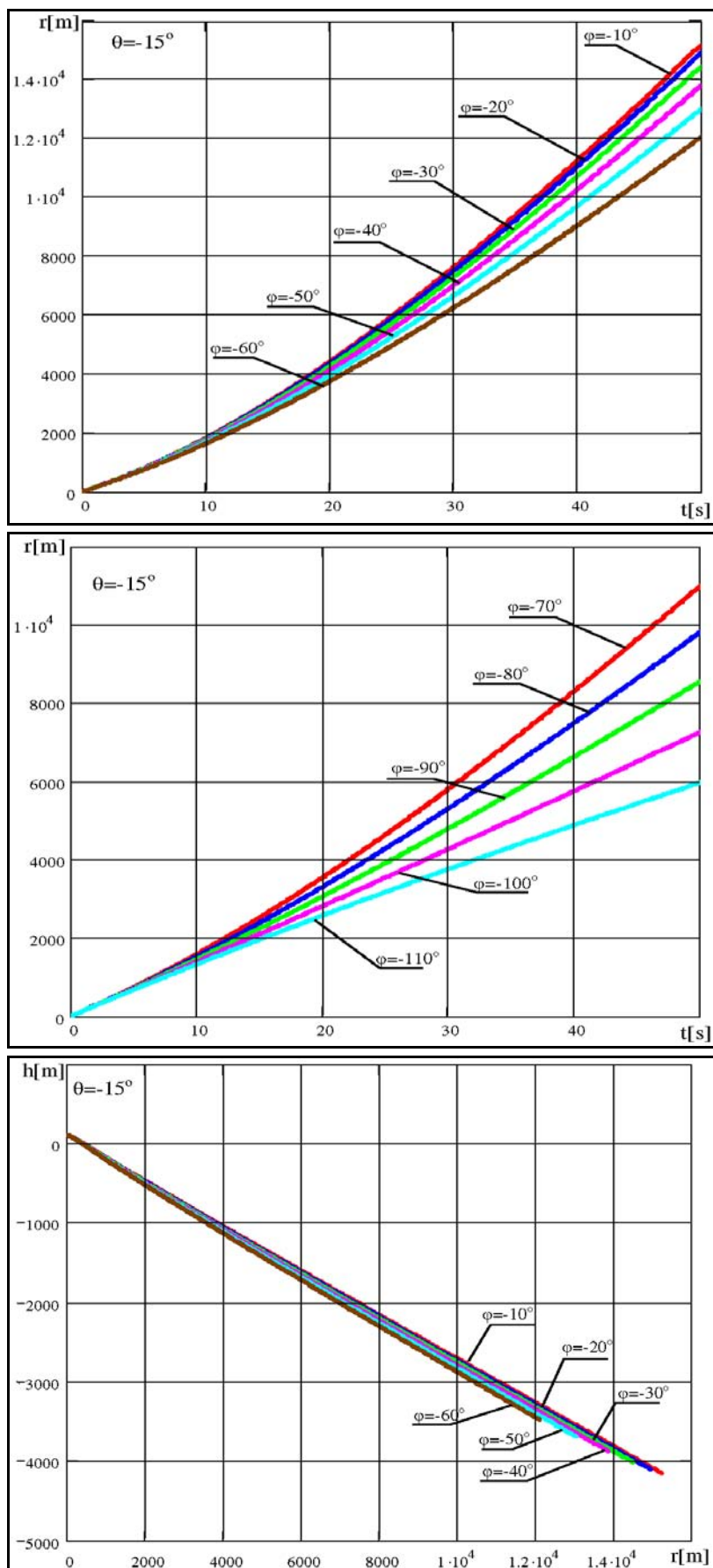
с) $\theta = -15^\circ$, $\varphi = -110^\circ - 10^\circ$, $h_0 = 100$ m, $V_0 = 150$ m/s

Слика 48. Резултати симулације перформанси авиона са векторисаним потиском



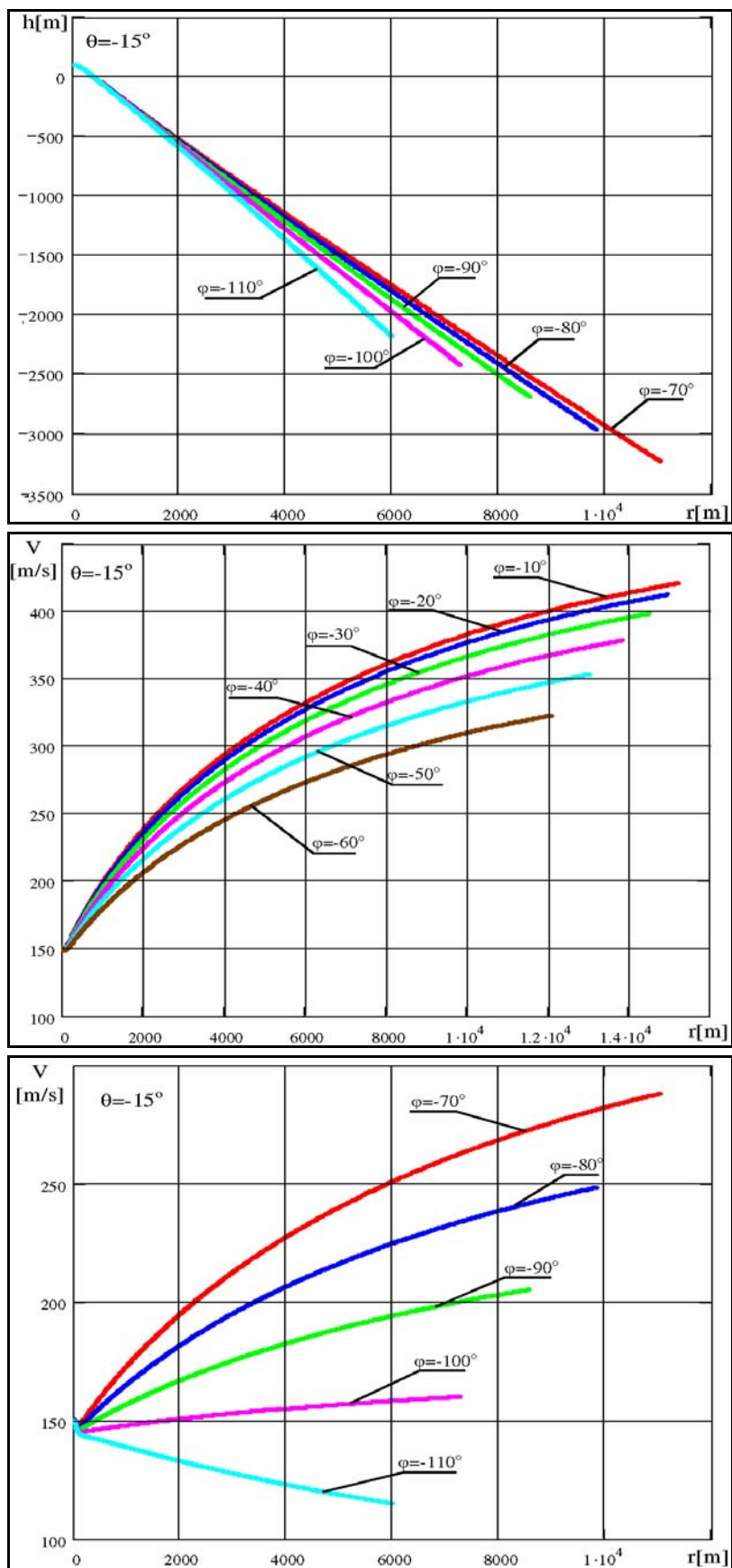
г) $\theta = -15^\circ$, $\varphi = -110^\circ$ – 110° , $h_0 = 100$ m, $V_0 = 150$ m/s

Слика 48. Резултати симулације перформанси авиона са векторисаним потиском



h) $\theta = -15^\circ$, $\varphi = -110^\circ$ – 110° , $h_0 = 100$ m, $V_0 = 150$ m/s

Слика 48. Резултати симулације перформанси авиона са векторисаним потиском



y) $\theta = -15^\circ$, $\varphi = -110^\circ - 0^\circ$, $h_0 = 100$ m, $V_0 = 150$ m/s

Слика 48. Резултати симулације перформанси авиона са векторисаним потиском

Маневар напада на земаљски циљ савременим авионима са употребом топа и невођених ракетних зрна укључује етапу обрушавања, на којој се остварује довођење средства (топа) у тачку нишањења и отварање ватре (лансирање ракете). У процесу обрушавања пројекција силе теже авиона (mg), на датој трајекторији, доводи од убрзања авиона. У процесу увођења авиона у обрушавање и дуготрајног нишањења и отварања ватре (које понекад достиже 10s), брзина авиона порасте толико, да је могуће прекорачење максимално дозвољене брзине или прекорачење критичног Маховог броја и наредне нагле промене резерве статичке стабилности авиона, карактеристике уздужне управљивости.

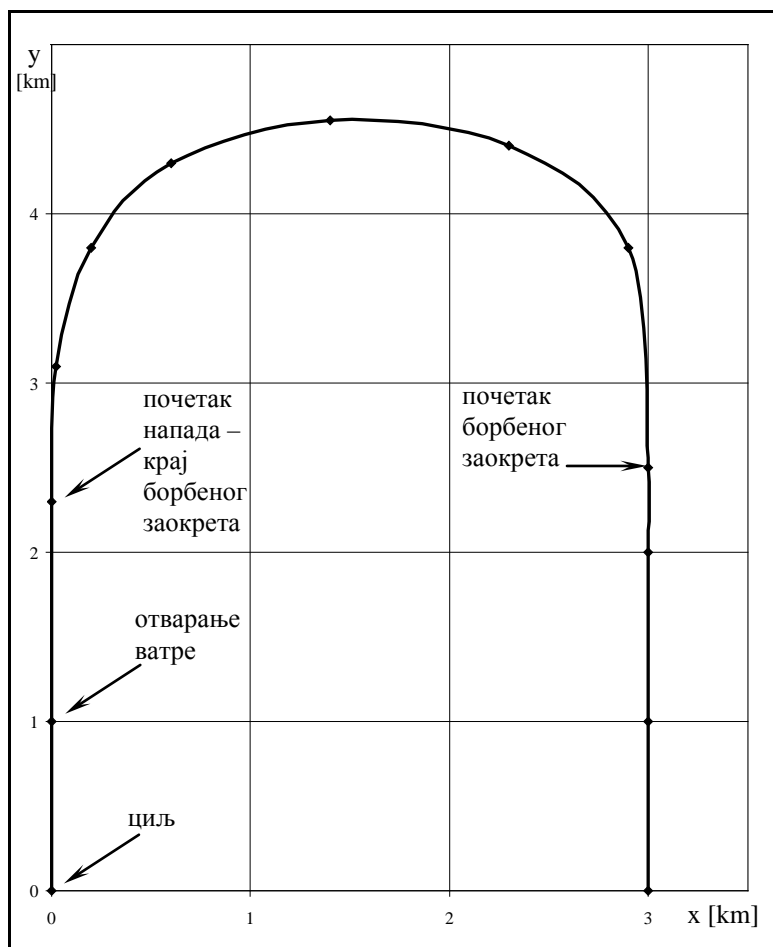
Осим тога, повећање брзине у обрушавању доводи до пораста радијуса кривине трајекторије авиона на вађењу из обрушавања, до повећања висине почетка вађења из обрушавања и, као последица, до повећања даљине отварања ватре и смањења вероватноће уништења циља. Непрестано повећање брзине лета у обрушавању (нестационарност кретања) условљава такође повећање растурања граната за време отварања ватре (плотуна ракета) уколико се прорачун отварања ватре ради по средњој, за отварање ватре, вредности брзине, угла обрушавања и нападних угла. Повећање брзине доводи до неопходности сталног смањења нападног угла за одржавање праволинијске трајекторије обрушавања (нормалног оптерећења $n_z \cong \text{const.}$) при лансирању ракета или неопходности сталног одржавања равнотеже момента промене уздужног положаја за одржавање угла нишањења при отварању ватре из топа.

За смањење, у обрушавању, брзине лета авиона без отклона вектора потиска мотора крајње се преводи, као правило, на режиму малог гаса. У својству примера на сликама 49 – 53 приказани су параметри кретања авиона и функције управљања (\bar{P} - релативни потисак погонске групе, γ - угао нагиба, α - нападни угао, n_z - нормално оптерећење) при извршењу напада са борбеним заокретом и наредним обрушавањем. Почетни специфични потисак (T/mg) хипотетичког авиона је 0,5. Почетни услови борбеног маневра су следећи: бочна удаљеност од циља (траверза) износи 3km, стварна висина лета $h=100m$, брзина $V=250m/s$; тачка почетка борбеног заокрета је $t=8s$ по прелету траверзе

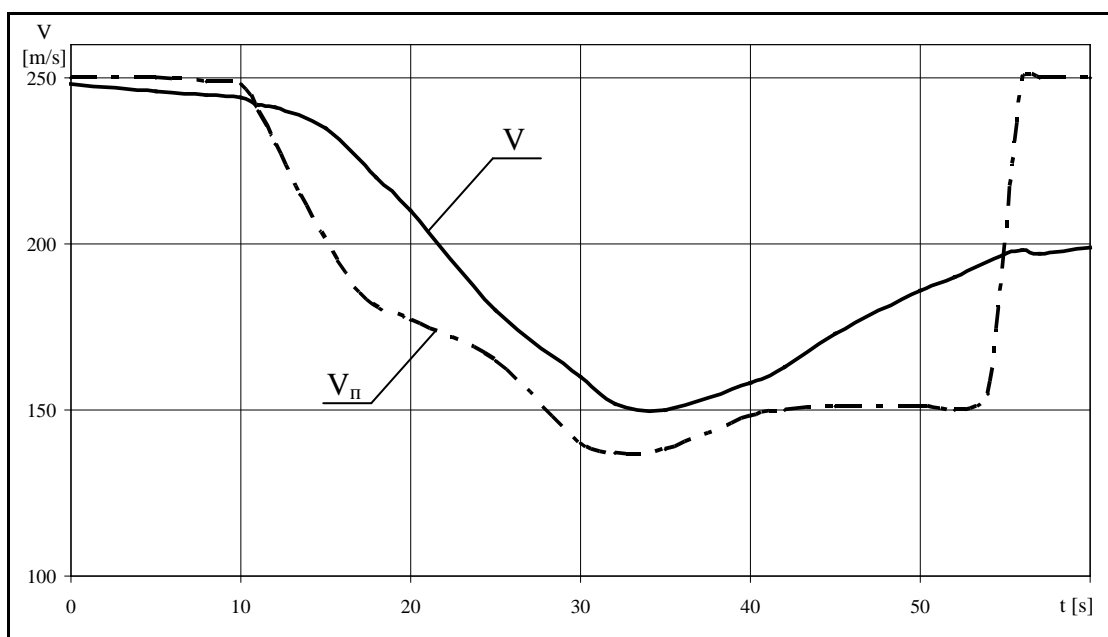
циља (или 2km). Тачка почетка напада одговара месту завршетка борбеног заокрета а одређује се из услова отварања ватре из топа на минималној даљи D на безбедној висини прелета зоне растурања парчади при брзини лета у моменту отварања ватре $V=150\text{m/s}$ и угла обрушавања $\theta = -20^\circ$, као и заданом времену нишањења $\Delta t=10\text{s}$; промена курса лета (угао залаза) авиона ка земаљском циљу је $\psi = -180^\circ$. При почетној брзини борбеног заокрета $V=250\text{m/s}$ погонска група на целој етапи борбеног заокрета преводи се на режим малог гаса ($\bar{P} = 0,05$). Стога, код авиона недостаје сила кочења за смањење брзине до потребне V_n , која је 150m/s , на крају борбеног заокрета. На етапи обрушавања са довољно малим углом нагиба трајекторије $\theta = -20^\circ$ погонска група се оставља пригушена ($\bar{P} = 0,05$), међутим брзина расте од 167m/s на почетку обрушавања до 194m/s на крају обрушавања. При одржавању праволинијског обрушавања ($n_z \cong \cos \theta$) нападни угао α стално се смањује. Најмања даљина отварања ватре је 1200m . Повећање угла обрушавања доводи до још већег раста брзине у моменту отварања ватре и даљине отварања ватре.

Смањење брзине у обрушавању могуће је на рачун коришћења додатних система: ваздушних кочница, реверсног система погонске групе, закретних система узгонско-маршевских мотора, који обезбеђују закретање вектора потиска погонске групе унапред на угао $d\varphi = 0^\circ - 105^\circ$ од уздужне осе авиона. Ефективност ваздушних кочница се смањује при смањењу брзине лета; енергетски системи (реверсни потисак и закретни систем) поседују већу ефективност кочења у обрушавању. Према томе, отклањање вектора потиска узгонско-маршевог мотора на пример по нормали на вектору брзине ($\alpha + \varphi = 90^\circ$) обезбеђује непосредно управљање узгонском силом на рачун примене режима рада мотора. Ваздушне кочнице и реверсни систем мотора мењају само силу кочења и не обезбеђују управљање узгонском силом авиона.

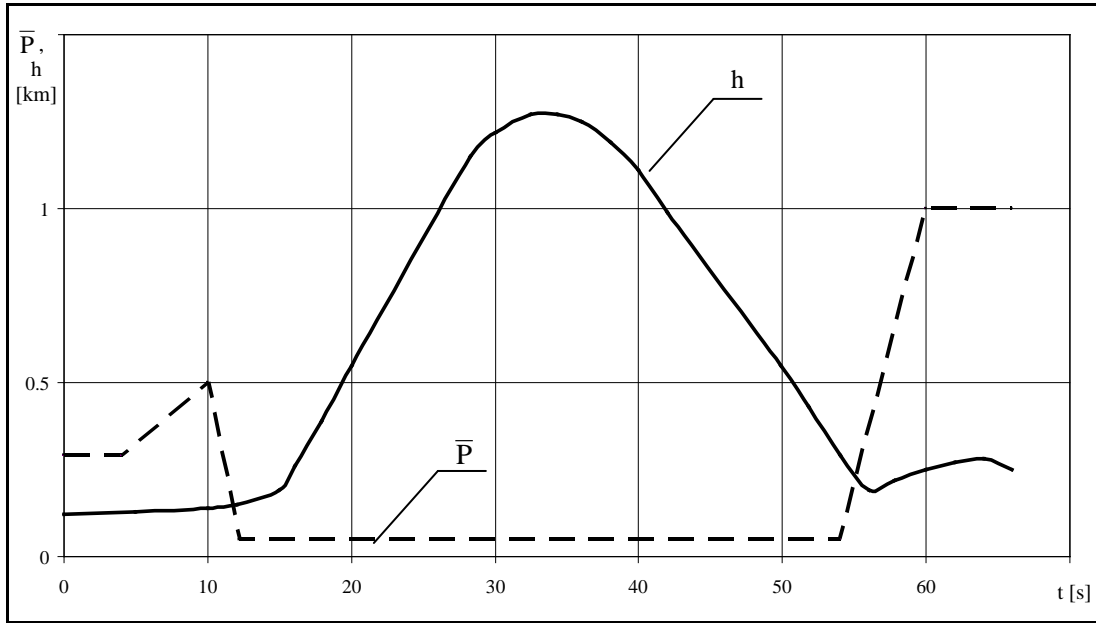
Непосредно управљање узгонском силом дозвољава засебно управљање трајекторијом лета у обрушавању (променом \bar{P} режима рада узгонско-маршевог мотора) и нападним углом (избором из услова усмерености уграђених цеви топова у тачку нишањења).



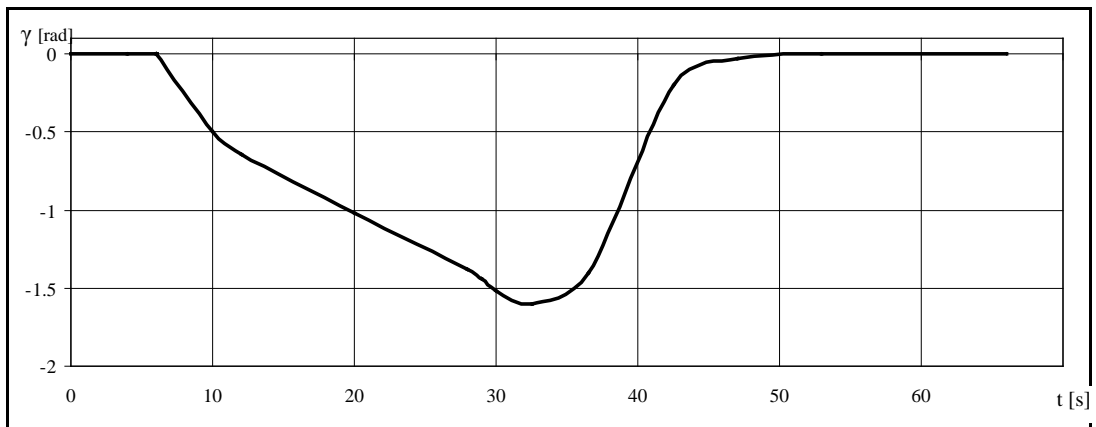
Слика 49. Путања кретања авиона без отклона вектора потиска мотора у хоризонталној равни



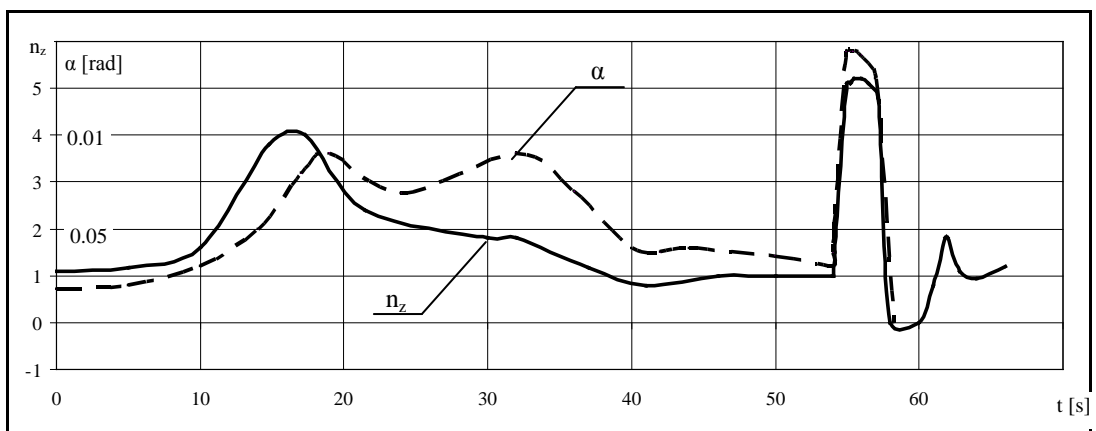
Слика 50. Промена брзине лета авиона без отклона вектора потиска мотора током маневра



Слика 51. Промена параметара авиона (режима рада мотора и промена висине током маневра) без отклона вектора потиска мотора



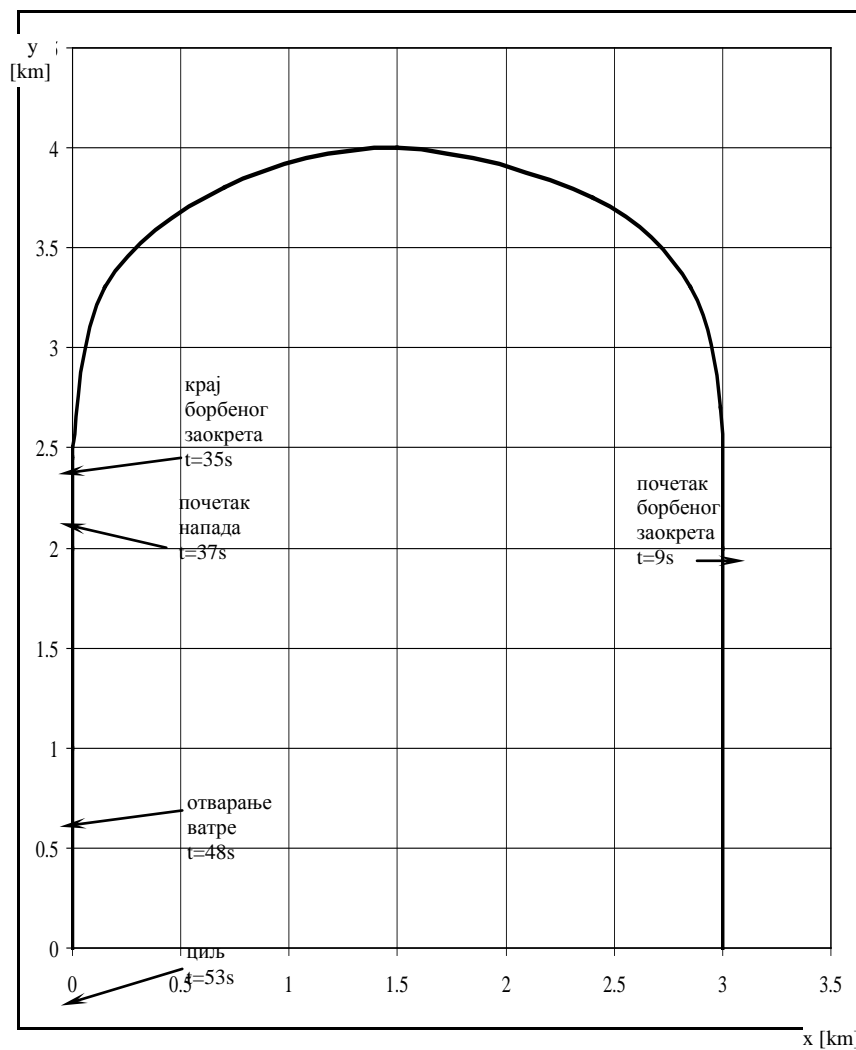
Слика 52. Промена угла бочног нагиба авиона без отклона вектора потиска мотора током маневра



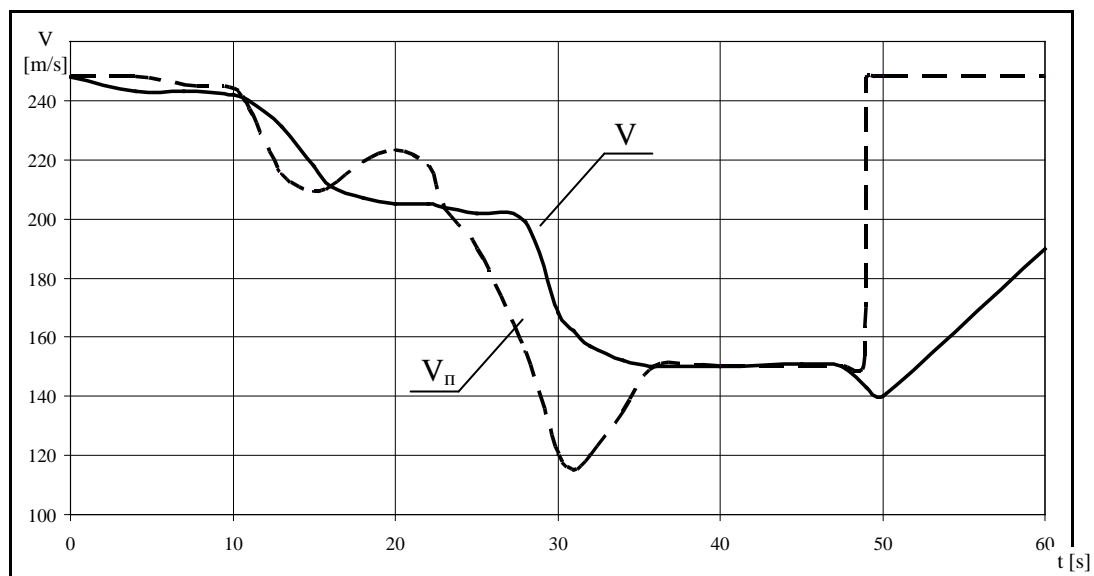
Слика 53. Промена нападног угла и нормалног оптерећења авиона без отклона вектора потиска мотора током маневра

У својству примера на сликама 54 – 59 приказани су резултати моделирања параметара кретања и управљања авиона са закретним системом узгонско-маршевог мотора при извршењу напада земаљског циља из борбеног заокрета. Отклањање закретног система узгонско-маршевог мотора на максимални угао $\varphi=1,85\text{rad}$ (105°) (при $t>25\text{s}$) обезбеђује успорење авиона и одређивање на крају борбеног заокрета задане брзине $V_{\text{п}}=150\text{m/s}$. На етапи напада на земаљски циљ (нишањење и отварање ватре) на рачун отклоне закретног система узгонско-маршевог мотора на угао $\varphi=1,60\text{rad}$ обезбеђује се стална брзина лета ($V=V_{\text{п}}=150\text{m/s}$), а на рачун промене режима рада погонске групе ($\bar{P}=0,90-0,95$) остварује се праволинијска трајекторија обрушавања ($n_z \cong \cos\theta$). Нападни угао је при том изабран из услова усмерености непокретне цеви топа на циљ и одржава се сталним на већем делу етапе обрушавања. Мала брзина обрушавања обезбеђује мању даљину отварања ватре ($D \cong 800\text{m}$).

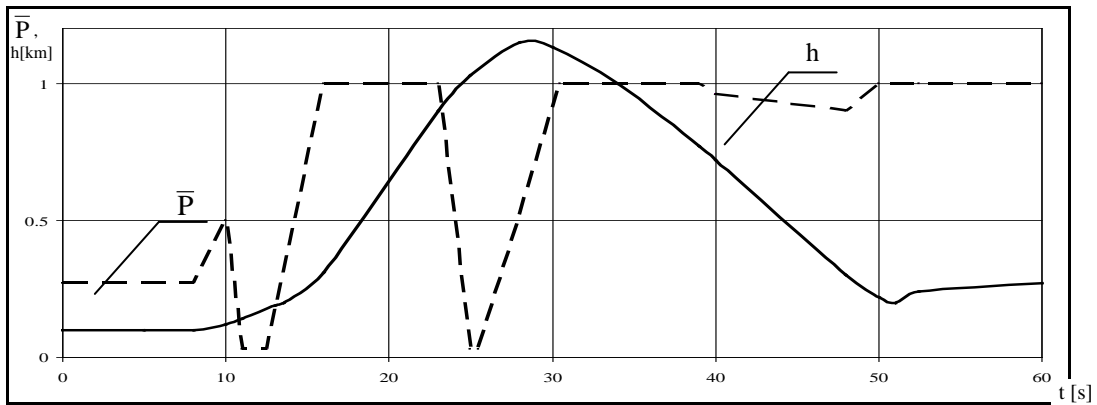
Дакле, закретни систем узгонско-маршевог мотора обезбеђује авиону мању брзину обрушавања, мању даљину отварања ватре и, као последицу, већу тачност уништења земаљског циља, на пример, топовима. Закретни систем узгонско-маршевог мотора обезбеђује авиону могућност одржавања сталне брзине и нападног угла у обрушавању, што доприноси смањењу растурања граната за време отварања ватре и олакшава процес обрушавања.



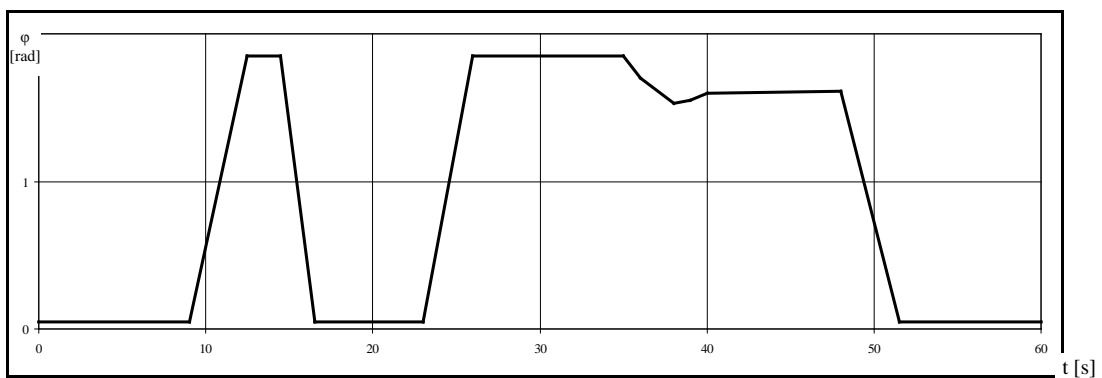
Слика 54. Путања кретања авиона са отклоном вектора потиска мотора у хоризонталној равни



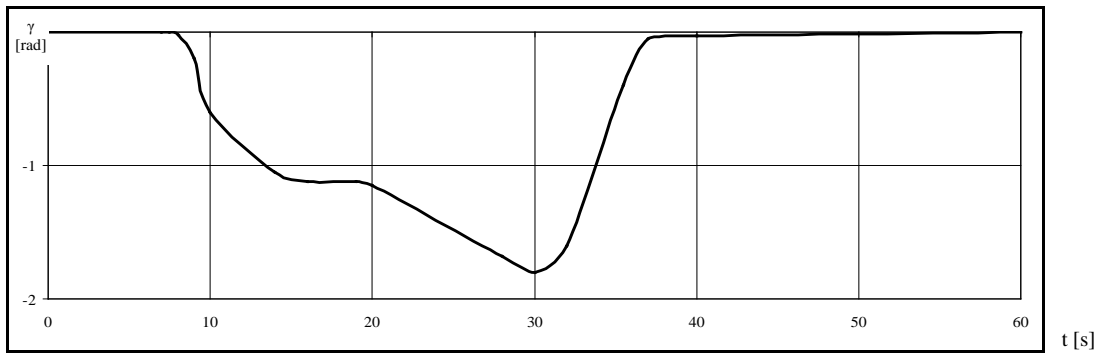
Слика 55. Промена брзине лета авиона са отклоном вектора потиска мотора током маневра



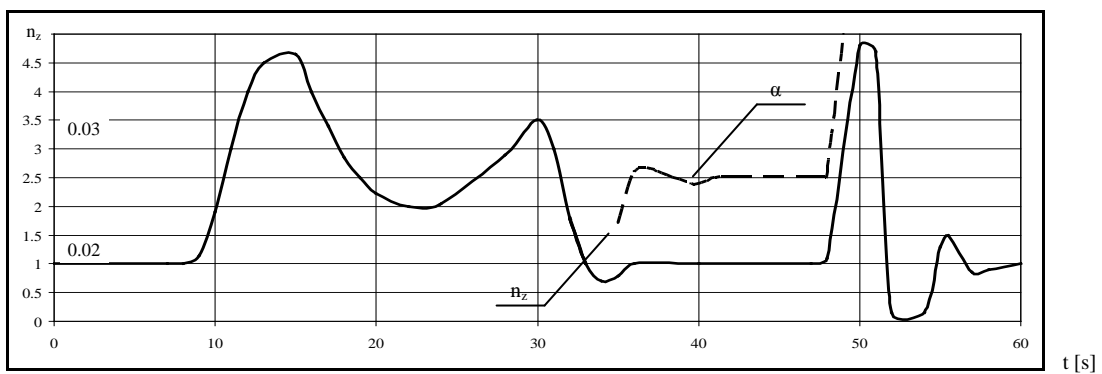
Слика 56. Промена параметара авиона (режима рада мотора и промена висине током маневра) са отклоном вектора потиска мотора



Слика 57. Промена угла отклона вектора потиска мотора током маневра



Слика 58. Промена угла бочног нагиба авиона са векторисаним потиском у маневру

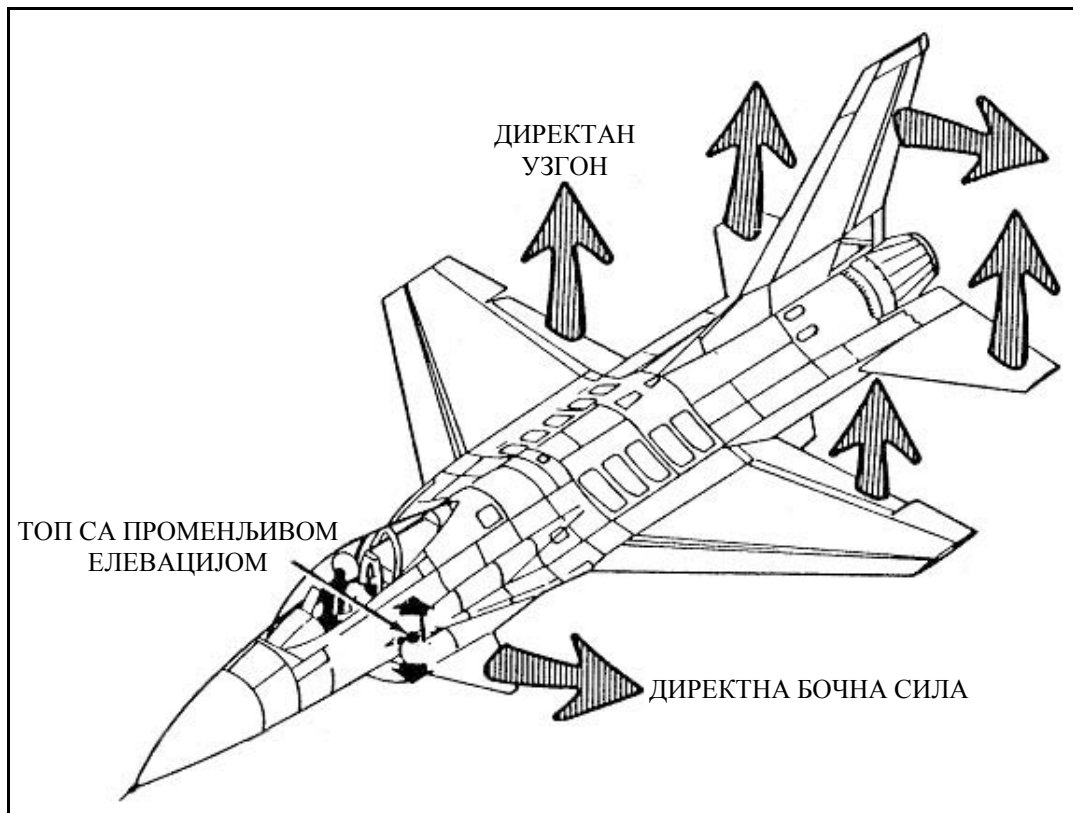


Слика 59. Промена нападног угла и нормалног оптерећења авиона са векторисаним потиском у маневру

6 Модови лета борбених ваздухоплова

6.1 Напредни модови управљања летом ваздухоплова

Примена нових технологија на савременим борбеним ваздухопловима има за циљ да обезбеди више летне квалитете путем стварања способности прилагођеног одзива (система) ваздухоплова у одређеном делу мисије. Употребом канара и маневарских закрилаца доприноси се побољшању ефективности мисије. Конвенционалне конструкције које немају оперативну способност рада у више модова (мулти мод) генерално представљају компромис између мирног (финог) лета и квалитетом доброг управљања. Савремени ваздухоплови се конструишу тако да превазиђу овај компромис побољшањем праћења циља и квалитетом управљања у оном делу мисије који се односи на напад на циљ или квалитет лета у неком другом делу мисије.



Слика 60. Управљачке површине које се користе за декупловано управљање путањом лета ваздухоплова

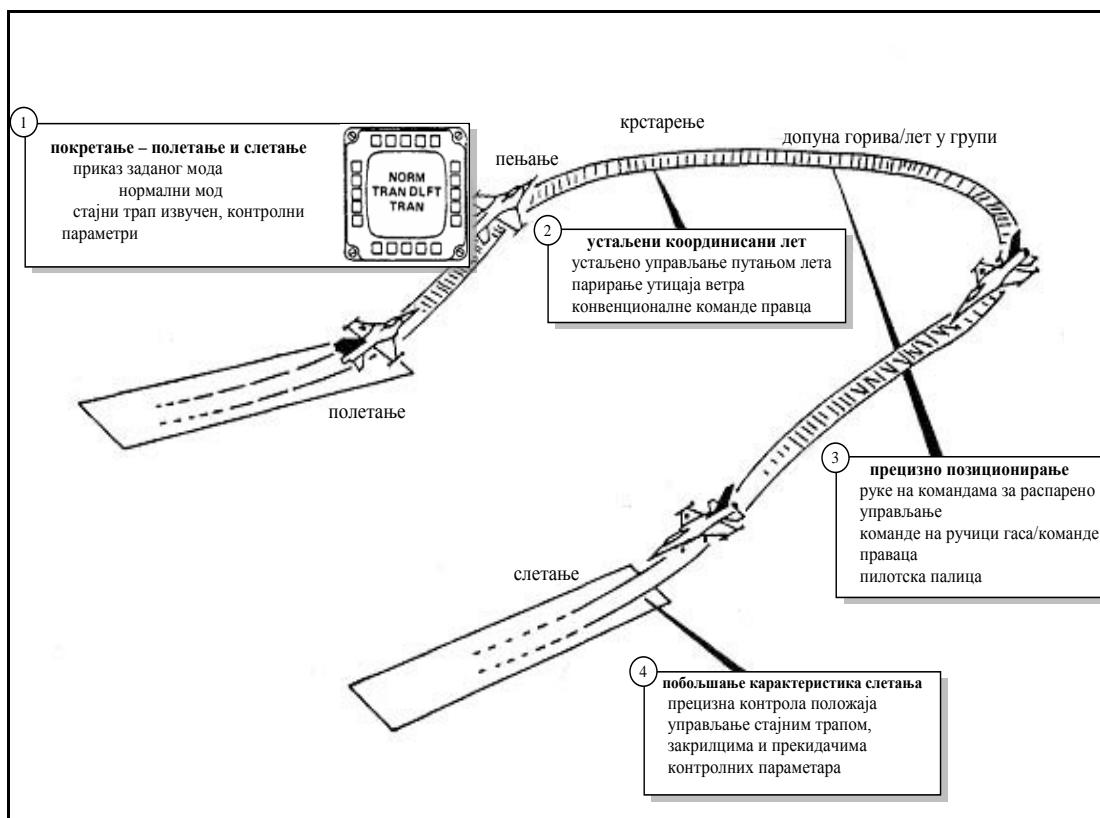
Ваздухоплов са могућношћу декуплованог управљања командама лета располаже способностима извршења маневара високе категорије који подразумевају управљање вектором трајекторије лета са шест степени слободе, као што је:

- усмеравање трупа у одређену тачку,
- заокрет без бочног нагиба ваздухоплова,
- бржи излазак на линију нишањења и заузимање елемената нишањења,
- дуже расположиво време дејства по циљу.

6.2 Четири основна мода за управљање летом

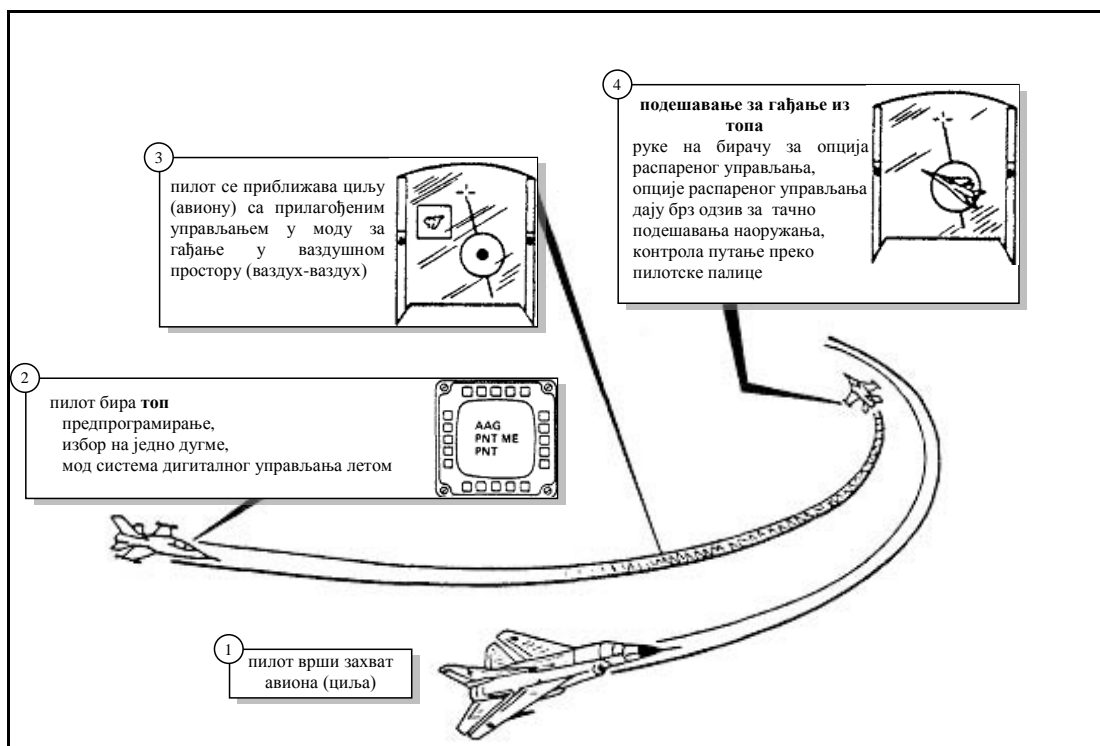
Савремени ваздухоплови имају могућност рада у четири основна мода и модовима декуплованог управљања користећи удвојене управљачке површине по свакој оси управљања. Мод декуплованог управљања може да се изабере у свакој комбинацији промене угла по уздужном положају (пропињање или понирање) и промени правца око вертикалне осе да би се лет ваздухоплова прилагодио захтевима мисије. Основни модови су следећи:

- нормални мод (слика 61) – користи се у сваком тренутку конкретне анvelope лета у полетању, режиму крстарења и слетања, као и за извођење секундарних задатака током мисије као што су лет у групи и допуна горива у лету. Овај мод обезбеђује миран (устаљен) лет, компензацију ветра и турбуленције, као и смањење радног оптерећења пилота за време секундарних делова мисије;



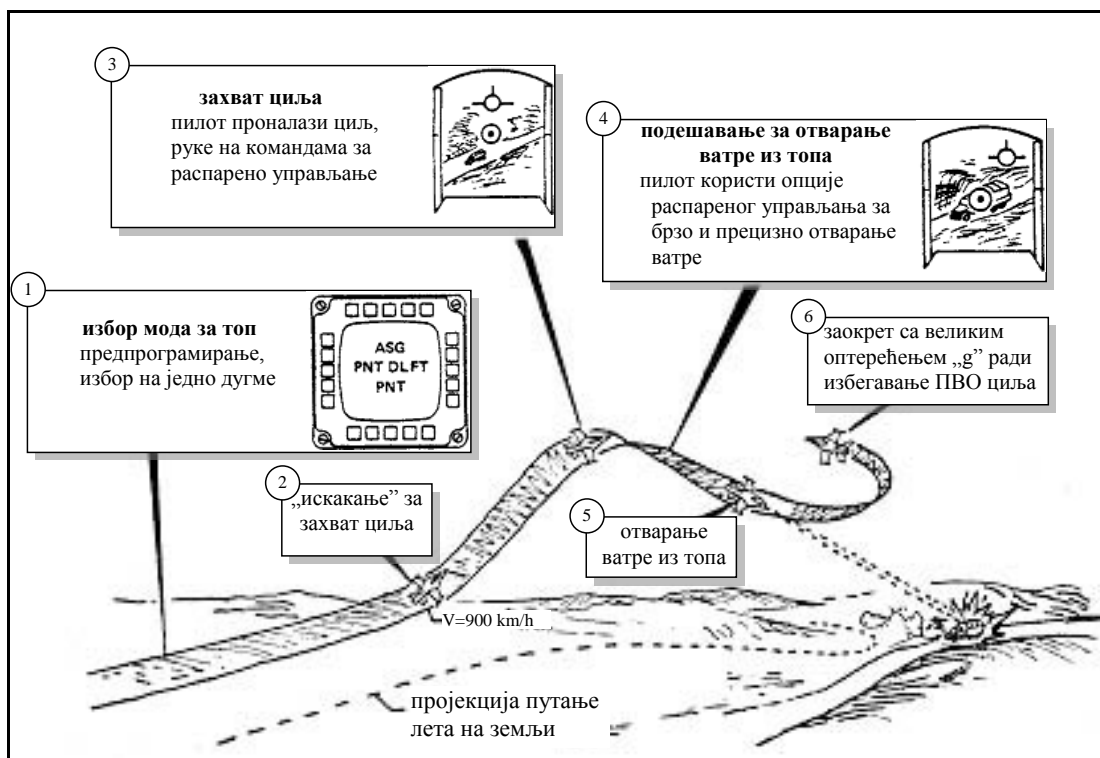
Слика 61. Нормални мод

- мод за гађање у ваздушном простору (ваздух-ваздух) (слика 62) – овај мод користи се у било којој тачки анvelope ваздушне борбе да би се обезбедило брзо маневрисање за време пресретања циља и прецизно праћење (гоњење). Стратегија прављења закона управљања за овај мод заснива се на карактеристикама оптималног праћења циља. Пилот је тада у могућности да брзо поништи грешку праћења циља док он обезбеђује побољшање квалитета управљања коришћењем закрилаца као управљачких површина по уздужној оси ваздухоплова. Резултанта оптимизованог одзива је тада применљива на широки спектар задатака захвата циља у ваздушном простору и његовог праћења (гоњења);



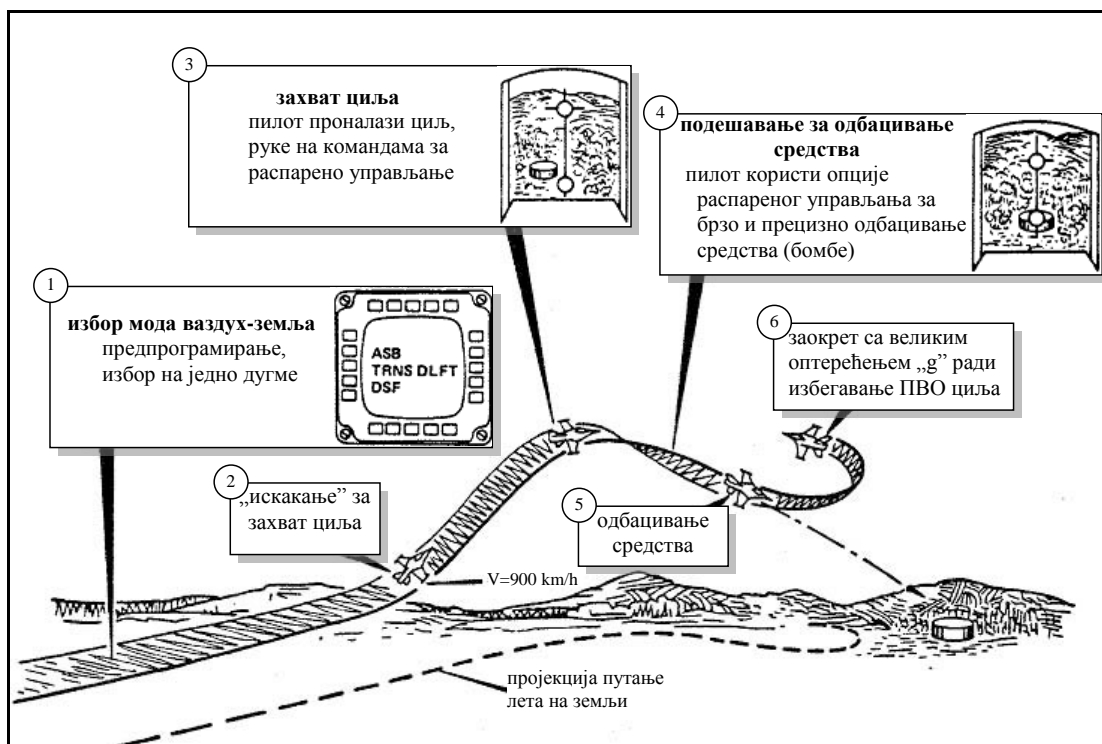
Слика 62. Мод за гађање у ваздушном простору (ваздух-ваздух)

- мод за гађање у режиму ваздух-земља (слика 63) – овај мод обезбеђује брзо и прецизно нишањење за повећање тачности и вероватноће преживљавања при дејству на земаљски циљ са малих висина лета. Захтеви за прављења овог мода да поништи грешку у праћењу циља су исти као и они који су развијени за мод ваздух-ваздух, са акцентом на побољшање одзива парирања утицаја ветра и турбуленције.



Слика 63. Мод за гађање у режиму ваздух-земља

- мод за бомбардовање у режиму ваздух-земља (слика 64) – мод за путању лета у бомбардовању обезбеђује прецизно управљање ваздухопловом на трајекторији лета и побољшава неутралисање утицаја ветра и турбуленције у циљу побољшања тачности бомбардовања и стварања услова за примену стратегија ефективног управљања с циљем повећања вероватноће преживљавања ваздухоплова.



Слика 64. Мод за бомбардовање у режиму ваздух-земља

Слике (61 – 64) илуструју извршење ових мода од стране пилота.

6.3 Декупловани модови управљања

Закони декуповланог управљања обезбеђују независно управљање кретањем ваздухоплова око свих оса са шест степени слободе. Овакви модови управљања су доступни из сва четири главна мода управљања. Свако задато или раније дефинисано декупловано кретање је већ дефинисано за главни мод, али оно може бити предефинисано од стране пилота уношењем улазних података преко вишенаменског пилотског показивача (дисплеја). Маневри ваздухоплова са декуплованим управљањем приказани су на следећим сликама (67 – 72).

Модови – уздужни:

1. A_N – директни узгон
2. α_1 – положај трупа (θ)
3. α_2 – вертикална translација

Контролер:

- померање ручице гаса

Контролна површ:

- равнотежа отклона са хоризонталним репом

Попречно-смерни модови:

4. директна бочна сила
5. положај трупа
1. бочна translација

Контролер:

- педале кормила правца

Контролна површ:

- равнотежа отклона канара са кормилом правца

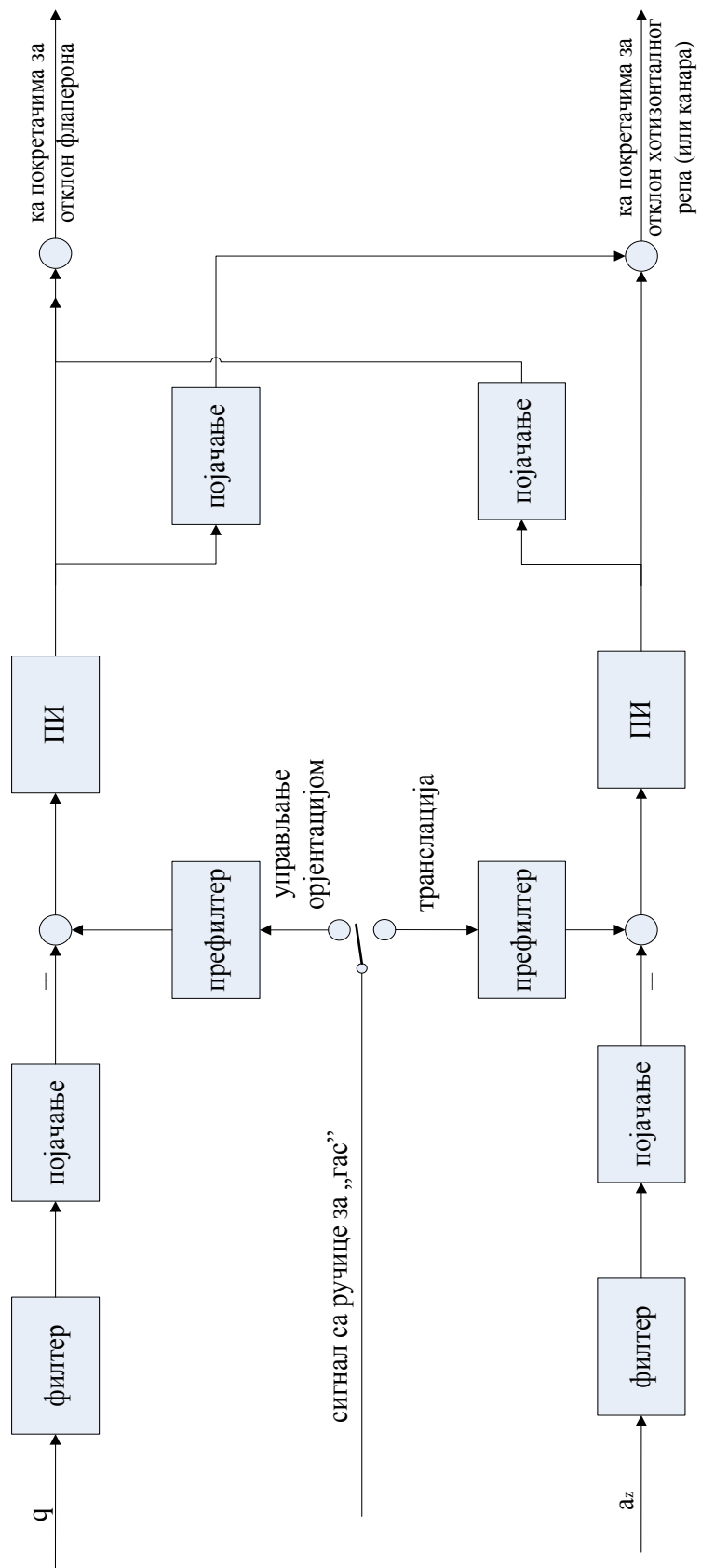
Декупловано управљање. Ова функција омогућава промену путање лета без промене нагиба, променом нагиба авиона без промене путање лета, или пропињање авиона без промене нападног угла.

Закони за декупловано управљање летом авиона. Управљање додатним облицима кретања у уздужној равни се реализује кроз:

6. вертикалну translацију, $\Delta\gamma = -\Delta\alpha$; $\Delta\theta = 0$,
7. управљање оријентацијом, $\Delta\theta = \Delta\alpha$; $\Delta\gamma = 0$ и
- директно управљање узгоном, $\Delta\gamma = \Delta\theta$; $\Delta\alpha = 0$.

Са Δ су означене промене углова: путање γ , пропињања θ и нападног угла α .

Шема структуре система за реализацију вертикалне translације и управљања оријентацијом (усмеравање трупа), приказана је на слици 65.



Слика 65. Систем за управљање путањом и орјентацијом у уздужној равни

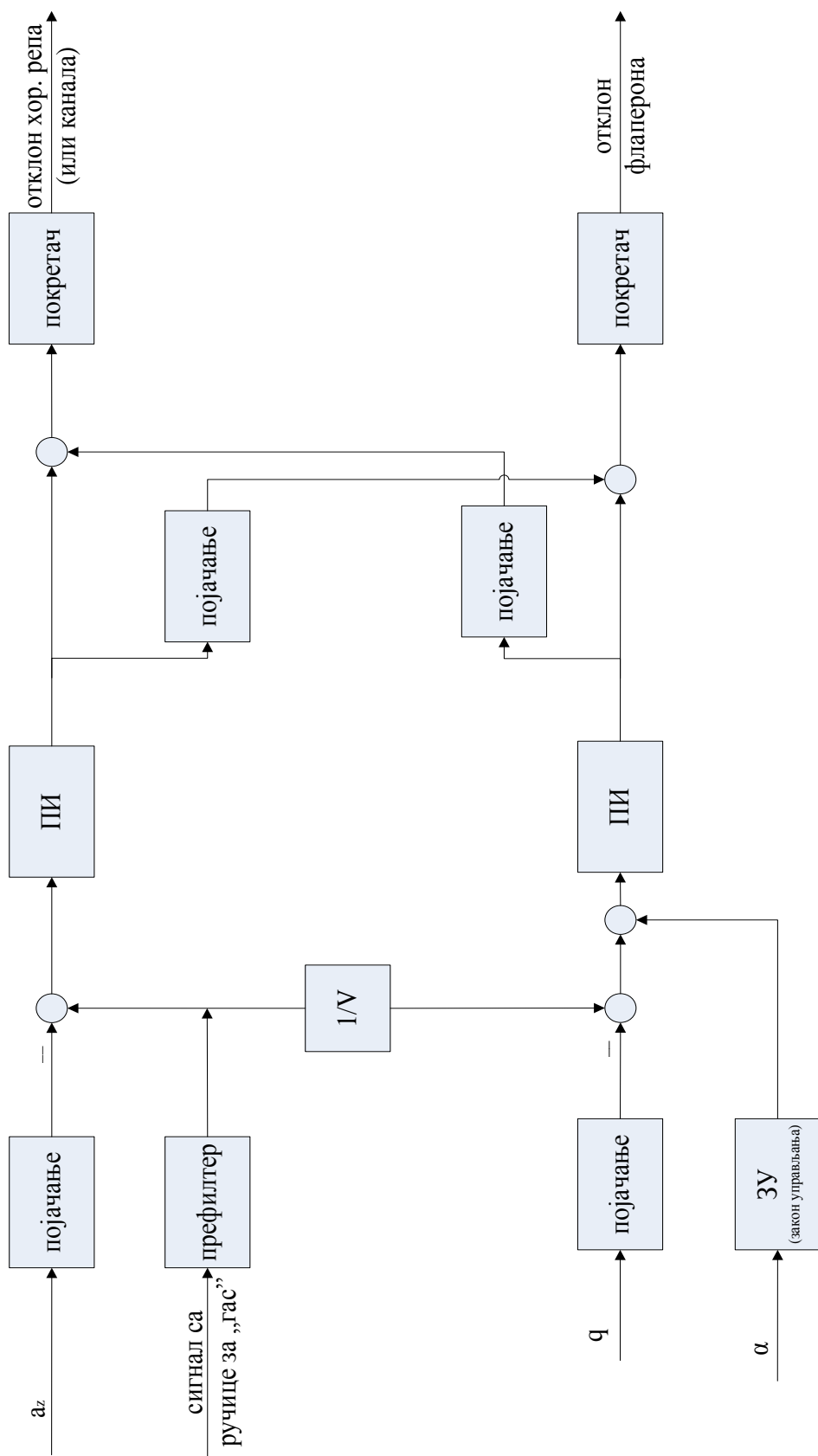
Управљане величине су угаона брзина пропињања q и нормално убрзање a_z . Пропорцијално-интегрални (ПИ) закон је уведен ради свођења грешке у стационарном стању на нулу и ради потребне брзине одзива.

Код директног управљања силом узгона промена узгона се остварује без промене нападног угла. То значи да је $\dot{\alpha} = 0$. Односно, (с обзиром на важећу релацију $a_z = V(\dot{\alpha} - q)$, V – брзина лета) мора бити испуњен услов

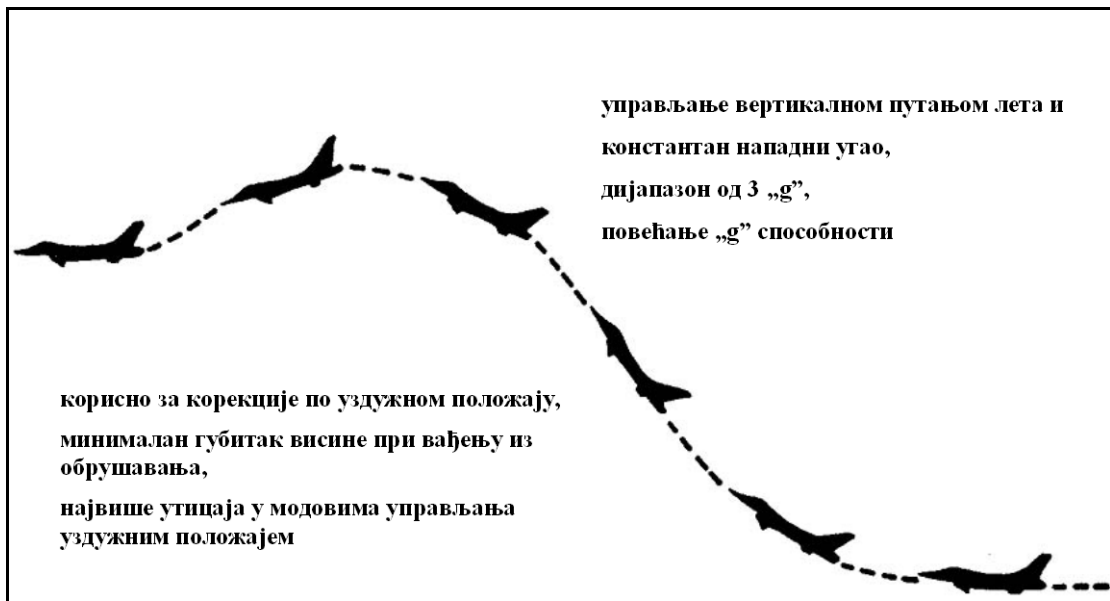
$$a_z = -V \cdot q .$$

Пилот преко команде на ручици „гаса“ командује нормално убрзање a_z , а систем треба да обезбеди $\Delta\alpha=0$. Јасно је да би то било задовољено мора и q добити „командовану“ вредност.

Поред сигнала q и a_z , уводи се и сигнал о нападном углу да би се побољшала стабилност како је то приказано на структурној шеми система за директно управљање узгоном датој на слици бб.



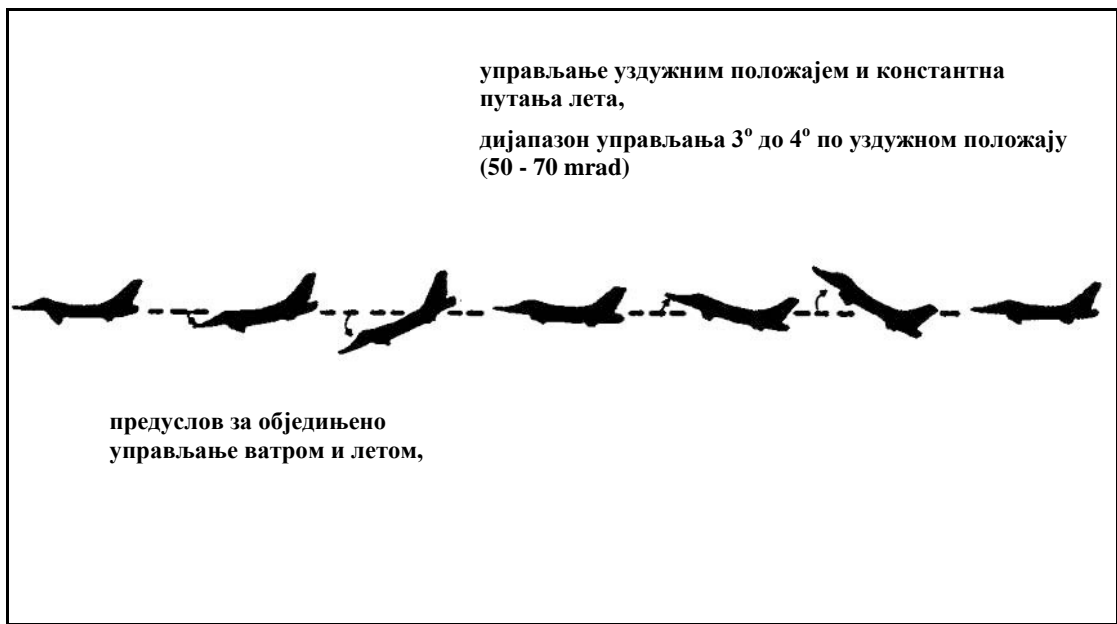
Слика 66. Непосредно управљање узгоном



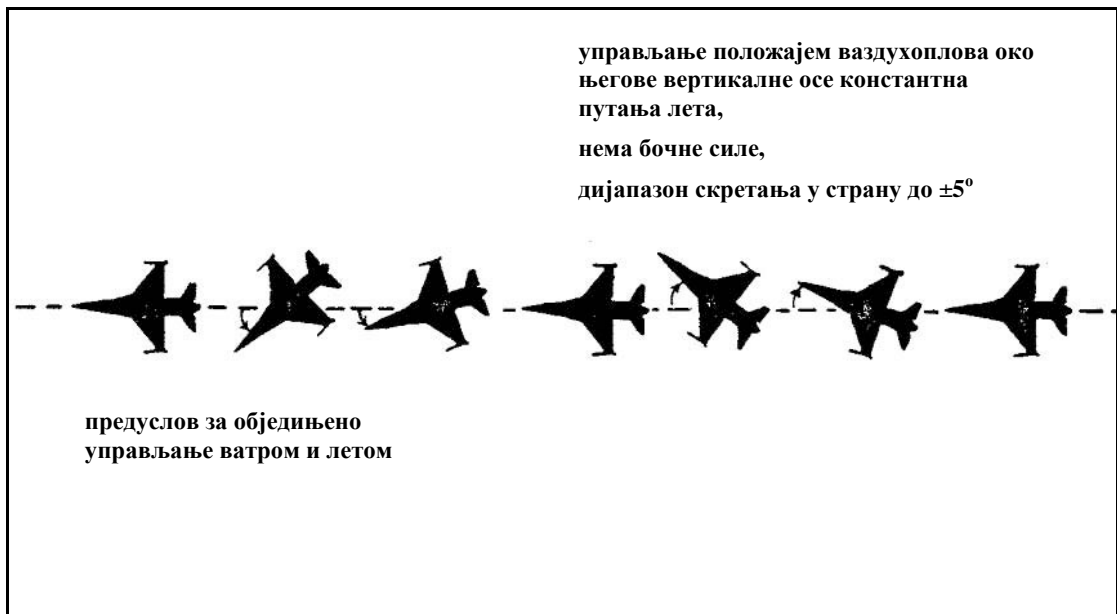
Слика 67. Мод управљања директним узгоном (A_N)



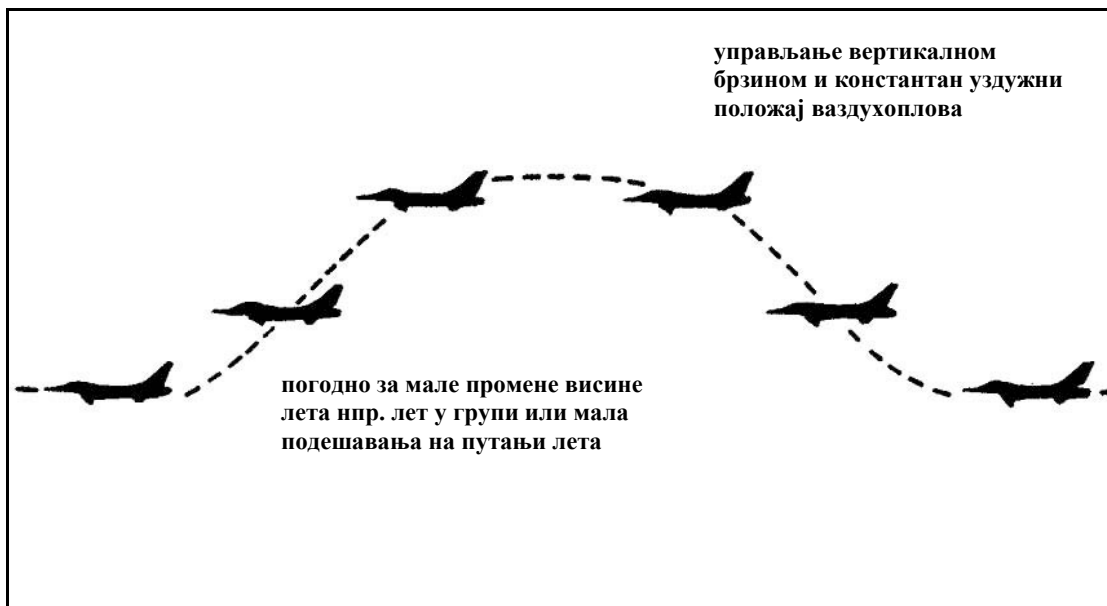
Слика 68. Мод управљања бочном силом (A_Y)



Слика 69. Мод управљања уздужним положајем ваздухоплова (α_1)



Слика 70. Мод управљања скретањем око вертикалне осе ваздухоплова (β_1)

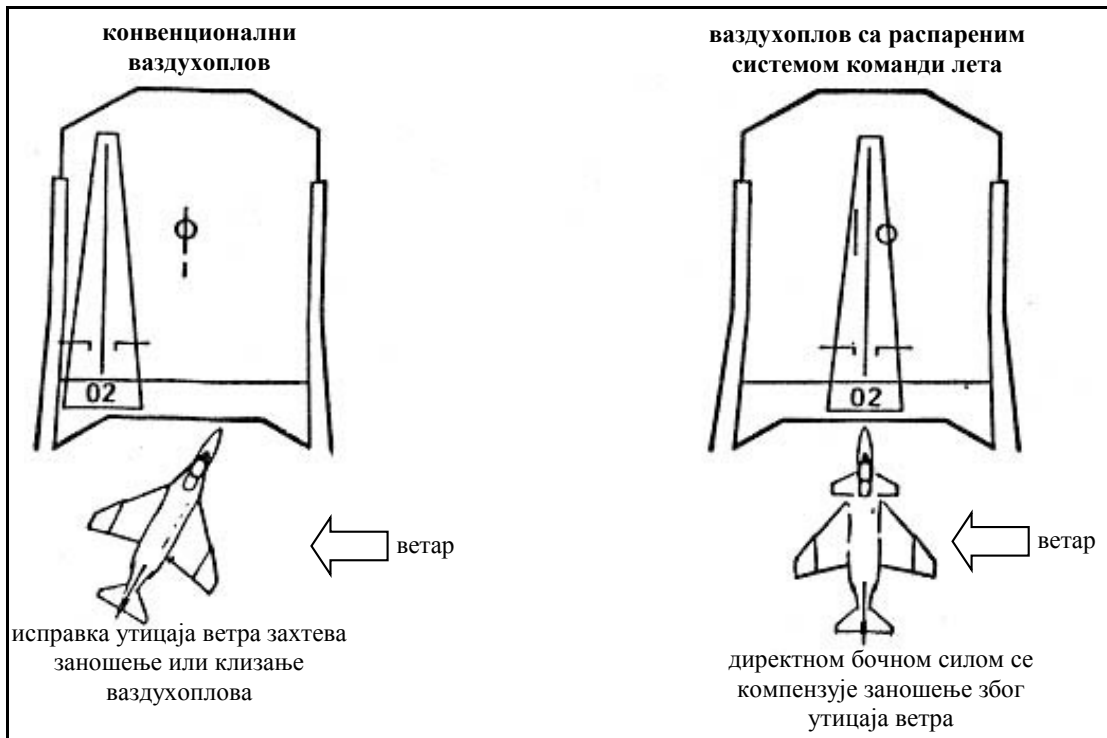


Слика 71. Мод управљања вертикалном транслацијом ваздухоплова (α_2)



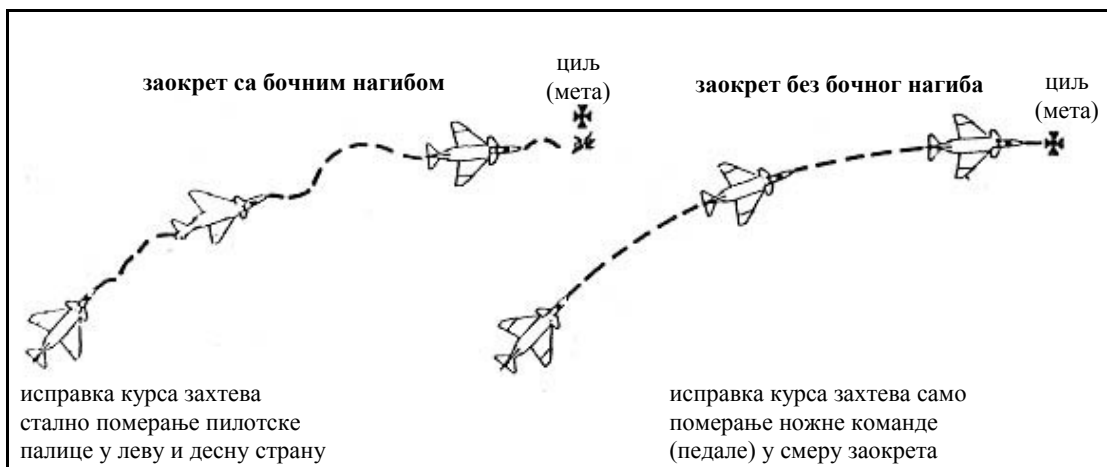
Слика 72. Мод управљања бочном транслацијом ваздухоплова (β_2)

Дати прикази декуплованог управљања (слика 73 – 75) илуструју како модови декуплованог управљања побољшавају оперативне способности ваздухоплова.



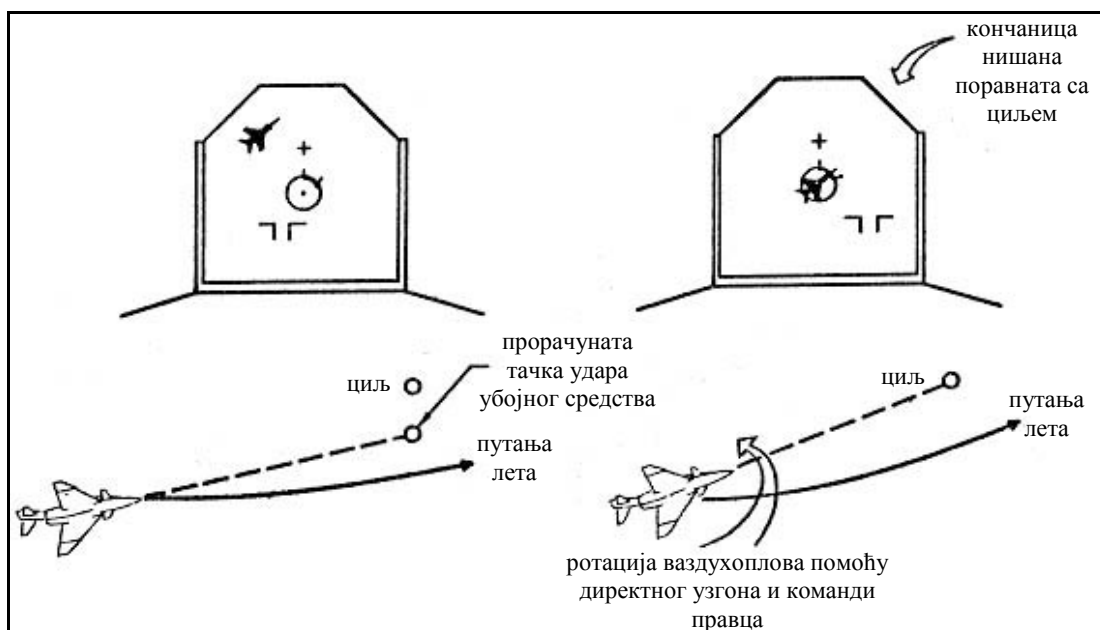
Слика 73. Утицај способности бочне транслације на слетање

Са тачке гледишта пилота, могућност коришћења бочне транслације је врло ефективна за поравнавање уздужне осе ваздухоплова са осом полетно-слетне стазе и елиминисање клизања или заношења ваздухоплова при слетању.



Слика 74. Утицај способности заокрета без бочног нагиба ваздухоплова на гађање циља

Са тачке гледишта пилота, могућност извршења заокрета без бочног нагиба ваздухоплова је врло ефектно за мале исправке курса лета у фазама борбеног лета у режиму ваздух-земља. Заокрет без бочног нагиба изводи се само померањем ножне команде у страну заокрета.



Слика 75. Утицај померања осе трупа ваздухоплова у ваздушној борби

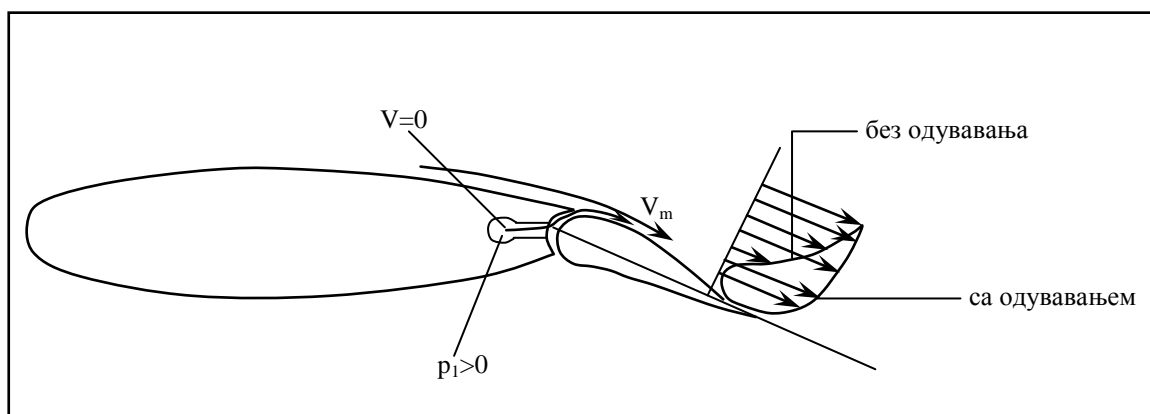
6.4 Контрола граничног слоја

Повећање узгонске силе применом „струјних“ закрилаца, тј. контролом граничног слоја путем додавања кинетичке енергије (одувавање граничног слоја) је у циљу повећања максималног коефицијента узгона авиона.

Ефикасност овог закрилца зависи од брзине млаза V_m , затим од јединичног масеног протока кроз млазник m_m и од облика млазника.

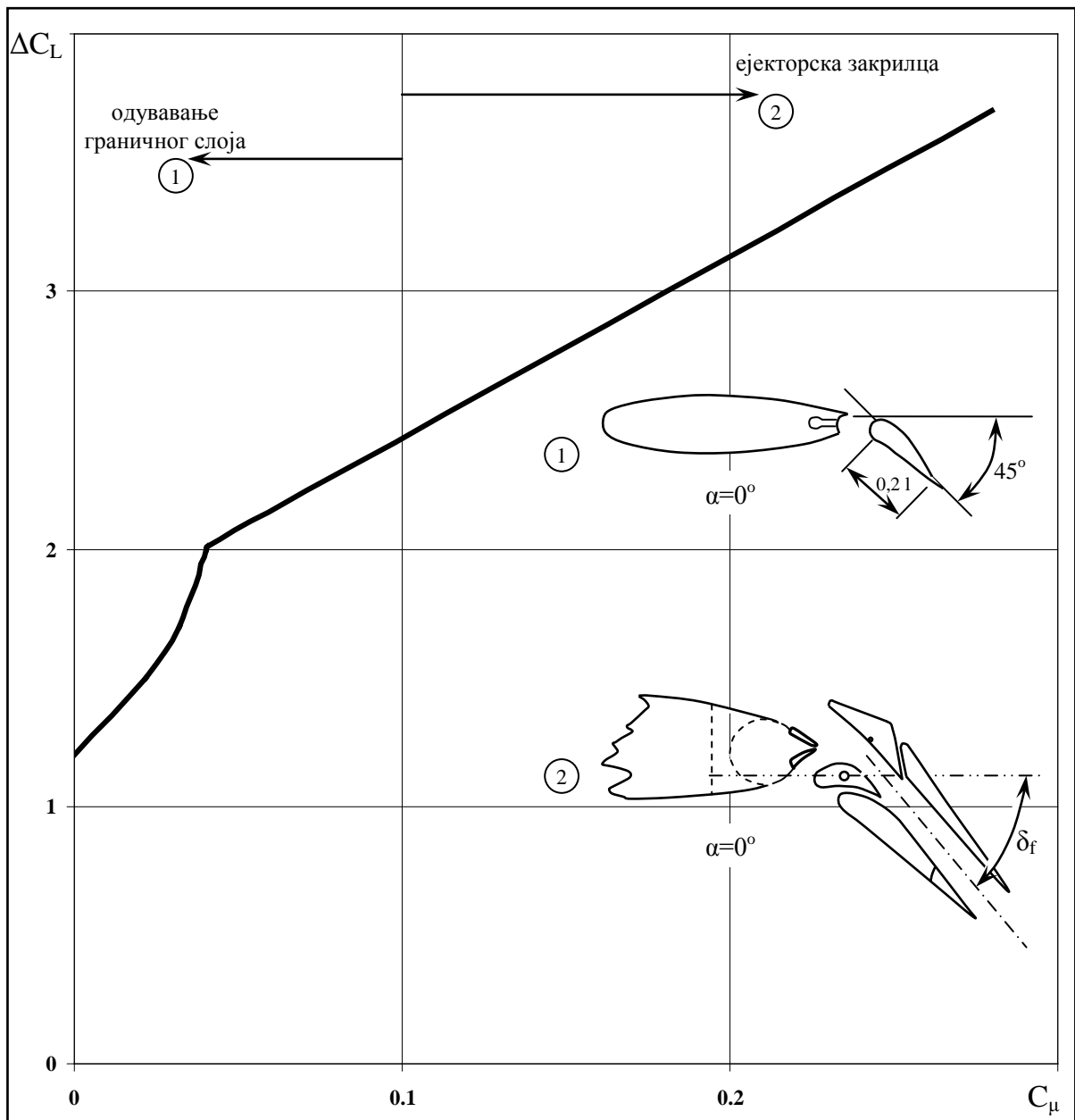
Ако са C_μ означимо коефицијент импулса струје, онда је:

$$C_\mu = \frac{m_m V_m}{\frac{\rho V^2}{2} S}$$



Слика 76. „Струјно“ закрилце

Експериментална испитивања показују, да са повећањем коефицијента импулса струје C_μ од нуле па до вредности блиско $C_\mu=0.1$, долази до постепеног смањења отцепљења пограничног слоја, што доводи од интензивног пораста коефицијента узгона. Типична вредност промене прираста коефицијента узгона ΔC_z од промене коефицијента импулса C_μ приказана је на дијаграму (слика 77.)



Слика 77. Промена прираштаја коефицијента узгона ΔC_L од промене коефицијента импулса C_μ

На слици 77. приказана је промена $\Delta C_L = f(C_\mu)$ у зависности од два типа закрилаца, 1 – закрилца са одувавањем граничног слоја, 2 – закрилца са применом ејекторског дејства у циљу повећања јединичног масеног протока m_m а тиме и повећања коефицијента импулса C_μ .

Примена ефекта одувавања граничног слоја или ејекторског дејства доводи до промене аеродинамичких сила узгона и отпора.

$$\begin{aligned} C_L &= C_L(\alpha, \delta_f, C_\mu) \\ C_D &= C_D(\alpha, \delta_f, C_\mu) \end{aligned}$$

6.4.1 Одређивање максималног коефицијента узгона

Вредност максималног коефицијента узгона у зависности од коефицијента импулса струје C_μ зависиће од брзине лета.

$$C_\mu = \frac{2m_m V_m}{\rho V^2 S}, \quad C_L = \frac{2mg}{\rho V^2 S}$$

Делењем левог израза са десним добија се

$$\frac{C_\mu}{C_L} = \frac{m_m V_m}{mg} \quad (6.1)$$

$m_m V_m$ – зависи од примењеног типа закрилаца (одувавање пограничног слоја или ефеката ејекторског дејства)

$$R = \frac{m_m V_m}{mg} = \frac{C_\mu}{C_{Lmax}}$$

Апроксимацијом зависности C_{Lmax} квадратном параболом у облику

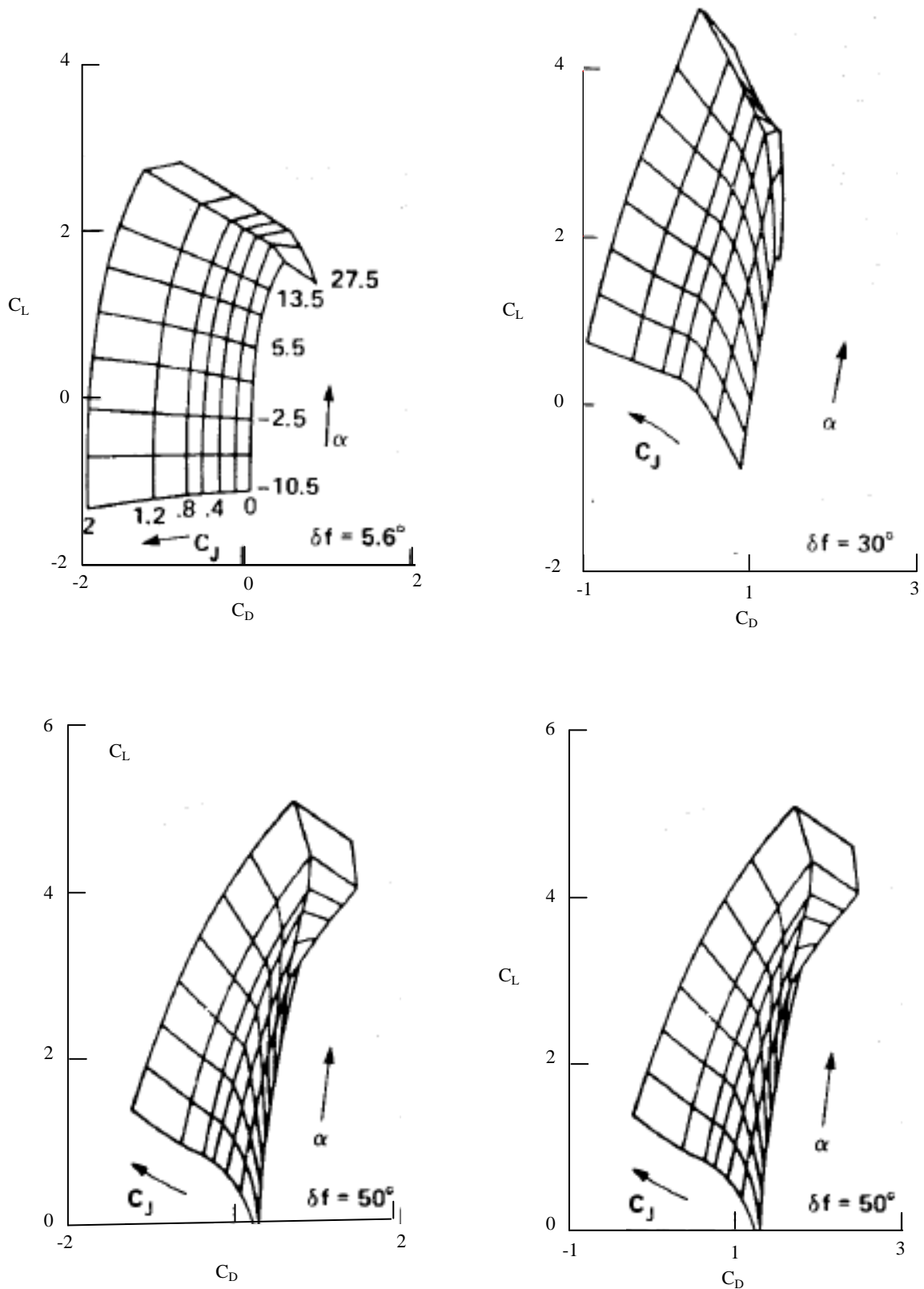
$$C_{Lmax} = a + bRC_L + cR^2 C_L^2 \quad (6.2)$$

Дељењем са cR^2 после сређивања добијамо

$$C_{L\max}^2 + \frac{bR-1}{cR^2}C_{L\max} + \frac{a}{cR^2} = 0 \quad (6.3)$$

Решавајући квадратну једначину, добијамо

$$C_{L\max} = -\frac{bR-1}{2cR^2} + \sqrt{\left(\frac{bR-1}{2cR^2}\right)^2 - \frac{a}{cR^2}} \quad (6.4)$$

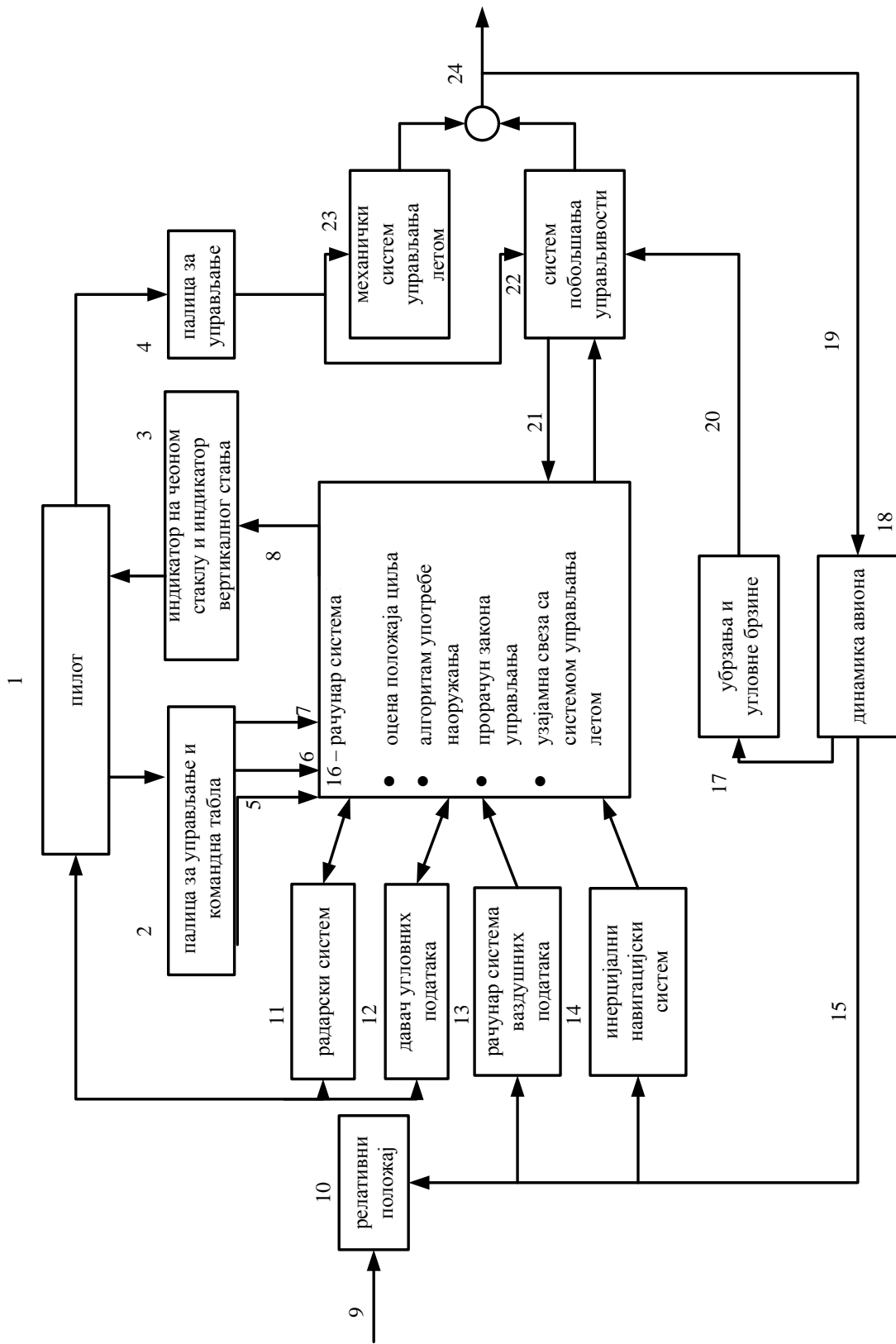


Слика 78. Поларе узгон-отпор

(вредности кривих за α на графикону: -10.5° , -6.5° , -2.5° , 1.5° , 5.5° , 9.5° , 13.5° ;
вредности кривих C_J на графикону: 0, 0.2, 0.4, 0.6, 0.8, 1.2, 2)

7 Обједињавање система управљања летом и наоружања

Основни циљ је да се разради обједињени систем управљања наоружањем, који обједињује методе употребе (доставе) невођених бомби и отварање ватре из топа по циљевима у ваздуху и на земљи, који се реализује у систему управљања летом и ватром, са разрађеним могућностима доставе (употребе) вођеног и касетног наоружања на основу концепције управљања наоружањем „без скидања руке са палице и команде гаса“ при употреби наоружања у режимима ваздух-ваздух и ваздух-земља.



Слика 79. Блок шема

На слици 79 приказана је блок шема узајамних веза подсистема авиона и система управљања летом и наоружањем, где су: 1 – пилот; 2 – палица за управљање и командна табла; 3 – индикатор на чоном стаклу и индикатор вертикалног стања; 4 – палица за управљање; 5 – дискретне команде; 6 – избор режима употребе наоружања; 7 – сигнали од давача; 8 – приказивање података; 9 – параметри циља; 10 – релативни положај; 11 – радарски систем; 12 – давач угловних података; 13 – рачунар система ваздушних података; 14 – инерцијални навигацијски систем; 15 – померање авиона који напада; 16 – рачунар система управљања летом и наоружањем (оцена положаја циља; алгоритам употребе наоружања; прорачун закона управљања; узајамна свеза са системом управљања летом); 17 – убрзања и угловне брзине; 18 – динамика авиона; 19 – управљачке командне површине; 20 – команде система управљања летом; 21 – пилотска палица; 22 – систем побољшања управљивости; 23 – механички систем управљања летом; 24 – команде ка управљачким површинама.

Као што се види из слике 79, узајамна веза система управљања летом и наоружањем и подсистема авиона остварује се помоћу рачунара тог система, који обезбеђује извршење четири основне функције: оцена позиције циља, прорачун алгоритма употребе наоружања, прорачун закона управљања и узајамна свеза са системом управљања летом. При аутоматској употреби ракете ваздух-ваздух оцену позиције и праћења циља прилично тачно врши радарски систем.

Прорачун закона управљања извршава се на основу векторских дијаграма, тако што такво управљање представља трокоординатни задатак. Сваки вектор управљања се формира на основу оцене позиције циља и алгоритма употребе наоружања. У зависности од тога, који је режим изабрао пилот, систем управљања летом и наоружањем израчунава потребни командни вектор за управљање лансирањем ракете класе ваздух-ваздух, ваздух-земља, отварањем ватре из топа, одбацивањем бомби, за управљање на почетној етапи напада и контролу контуре површине уништења.

За добијање грешке управљања израчунати командни вектор управљања упоређује се са одговарајућим вектором повратне спреге. Вектор грешке управљања се формира као векторски производ командног вектора управљања и јединичног вектора брзине. Затим се генерише командни вектор убрзања, који садржи вредност да се оствари претицање, који се прорачунава за жељени маневар, и корективни члан, који се заснива на вектору грешке управљања.

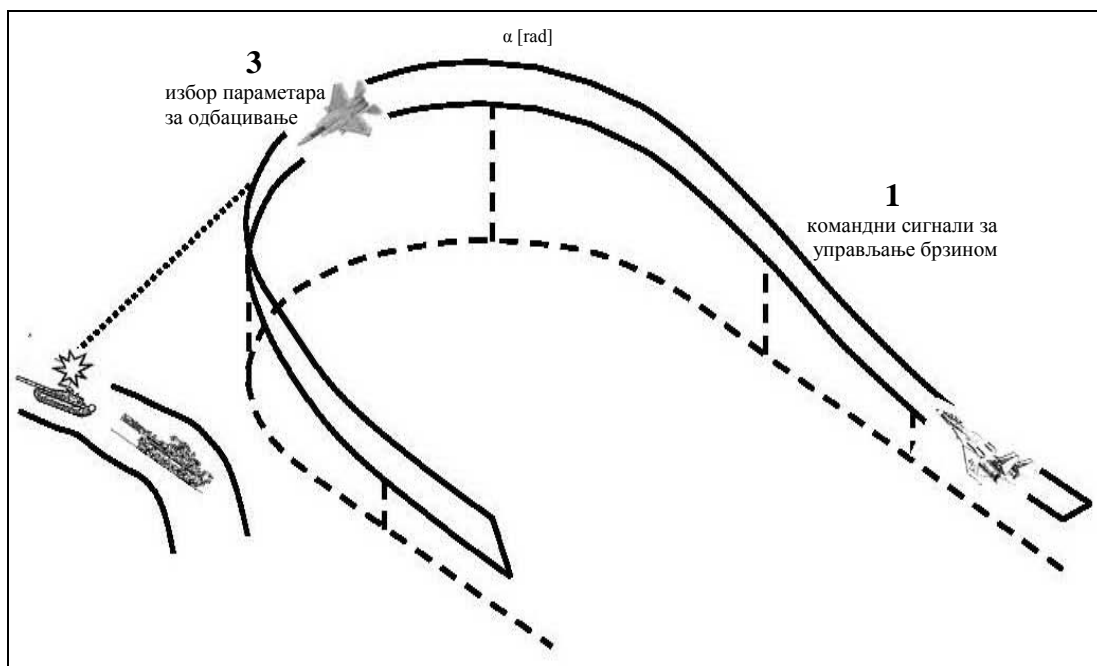
Узајамна веза са системом управљања летом остварује се путем сабирања сигнала управљања, који долазе од пилотске палице, и сигнала управљања из контура повратних спрега по оптерећењу.

7.1 Режи́ми рада система лета и наоружања

7.1.1 Режи́м ваздух-земља

При разради концепције употребе наоружања у режиму ваздух-земља основна пажња је усмерена усавршавању метода управљања летом, који умањују рањивост авиона на почетном делу напада, и употребе наоружања изван зоне ПВО, брзом захвату циља самовођеном главом при употреби ракете Маверик (енг. Maverick), управљању контуром површине уништења при употреби тактичког касетног наоружања, одређивање параметара одбацивања у рејону лансирања наоружања и давања команди управљања за безбедан излаз из рејона циља.

Употреба оружја у овом режиму извршава се по криволинијској трајекторији, што омогућује да се повећава тачност употребе наоружања и преживљавање авиона. Кривина трајекторије одређује се при форсираним режима лета са истовременим давањем командних управљачких сигнала управљања за лет по тој трајекторији, екстраполираној у односу на тачку одбацивања наоружања.



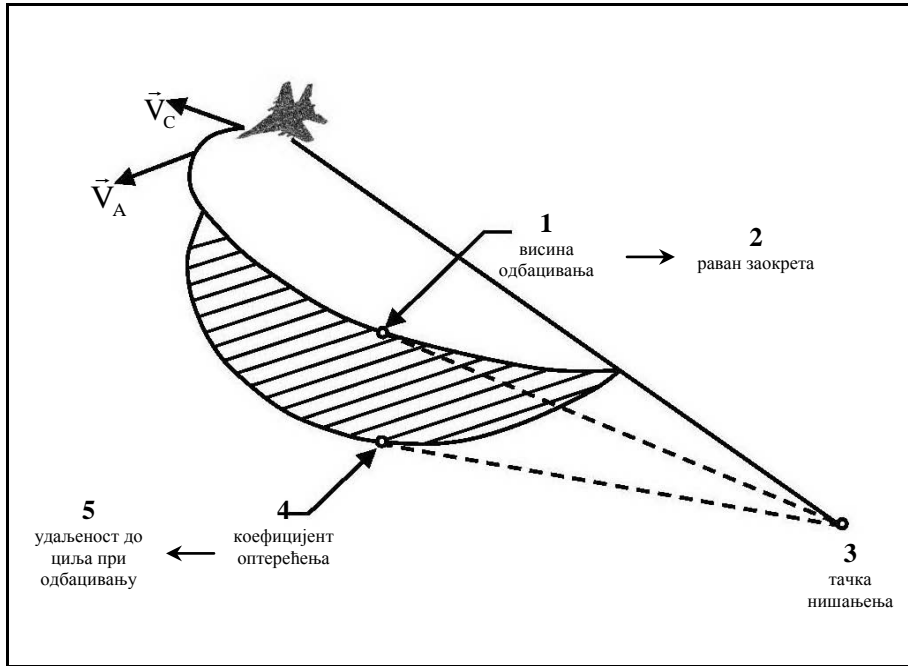
Слика 80. Шема управљања на почетној етапи напада

На слици 80 приказана је шема управљања на почетној етапи напада, где су: 1 – командни сигнали за управљање брзином; 2 – екстраполирана трајекторија; 3 – избор параметара за одбацивање (удаљеност, висина, контура равни уништења или борбени курс).

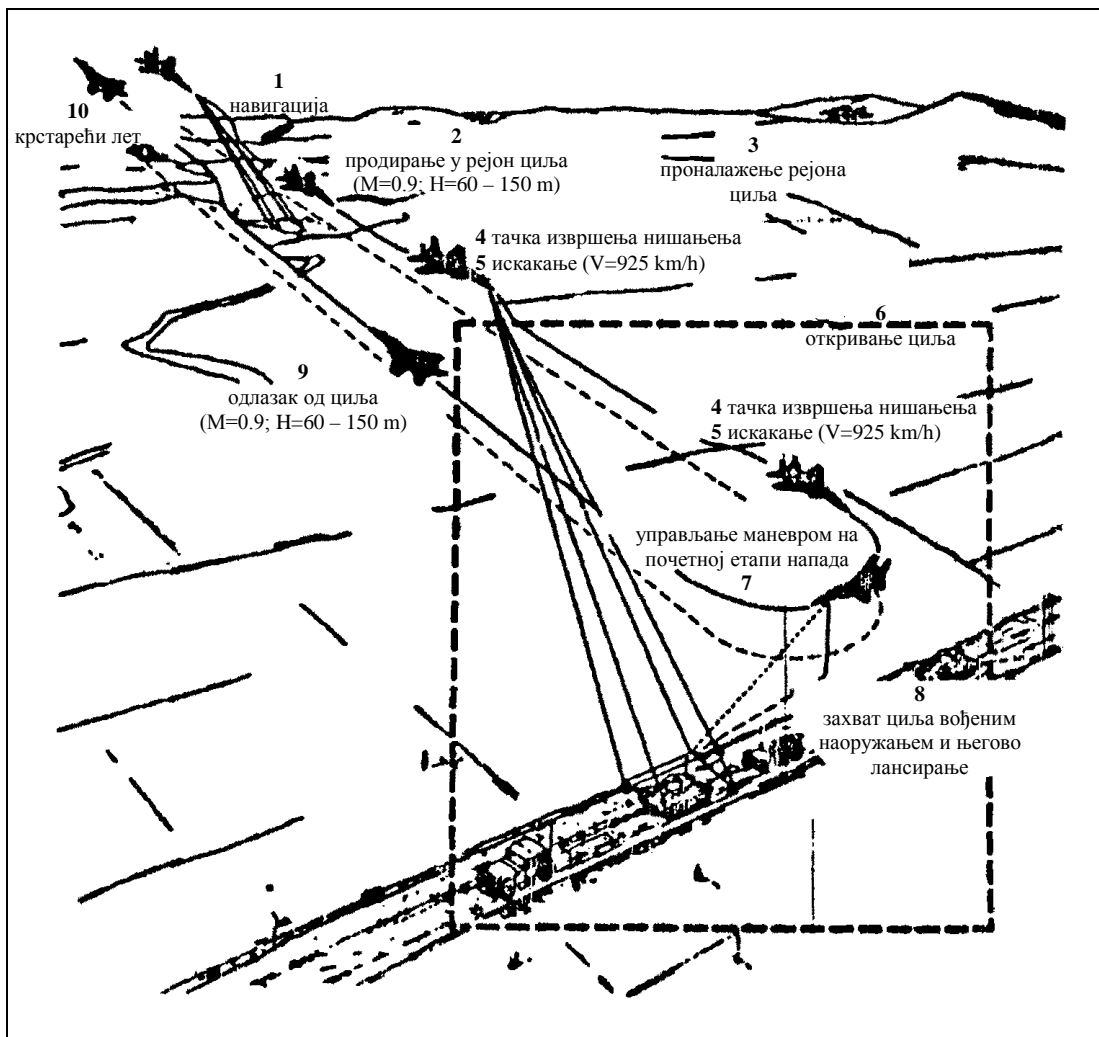
Примена командног управљања брзином на почетној етапи на пада дозвољава да се при одбацивању наоружања једновремено одреде висина и удаљеност до циља, што је врло важно за обезбеђивање преживљавања авиона и смањења радног оптерећења пилота.

На слици 81 приказан је дијаграм командног управљања брзином, где су: 1 – висина одбацивања; 2 – раван заокрета; 3 – тачка нишањења; 4 – коефицијент оптерећења; 5 – удаљеност до циља при одбацивању.

Као што се види на слици 81, коефицијент оптерећења се одређује изабраном удаљеношћу до циља при одбацивању, у то време како је раван заокрета – усмереношћу вектора брзине авиона (\vec{V}_A) и вектора који је усмерен у тачку нишањења.

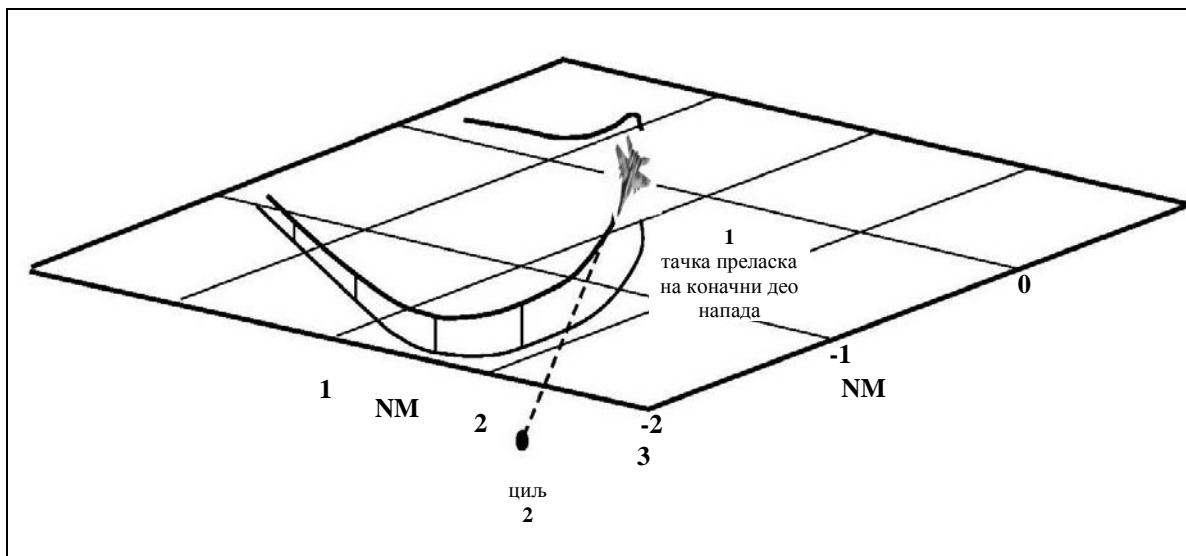


Слика 81. Дијаграм командног управљања брзином



Слика 82. Трајекторија лета у режиму ваздух-земља

На слици 82 приказана је трајекторија лета при коришћењу система лета и наоружања у режиму ваздух-земља, где су 1 – навигација; 2 – продирање у рејон циља (M=0.9; висина 60 – 150 m); 3 – проналажење рејона циља; 4 – тачка извршења нишањења; 5 – искакање (брзина 925 km/h); 6 – откривање циља; 7 – управљање маневром на почетној етапи напада; 8 – захват циља вођеним наоружањем и његово лансирање; 9 – одлазак од циља (M=0.9; висина 60 – 150 m); 10 – крстарећи лет.



Слика 83. Трајекторија употребе ракете Maverick

Употреба ракете Maverick. На слици 83 приказана је трајекторија употребе ракете Maverick, модулира се помоћу рачунарске технике, где су: 1 – тачка преласка на коначни део напада; 2 – циљ; NM – наутичка миља [x 1,85km].

Као што се види из слике 83 употреба ракете Maverick се остварује по криволинијској трајекторији с једновременим одређивањем висине и даљине лансирања ракете. Мало пре лансирање ракете, авион који врши напад прелази на управљање у завршној етапи напада и наводи ракету на циљ без оптерећења и превођења авиона у бочни нагиб. При одређивању граничних услова лансирања изводи се одбацивање ракете, и она лети на циљ. Особености тог режима употребе наоружања је аутоматски маневар искакања на задану висину за захват циља уређајем за самовођење.

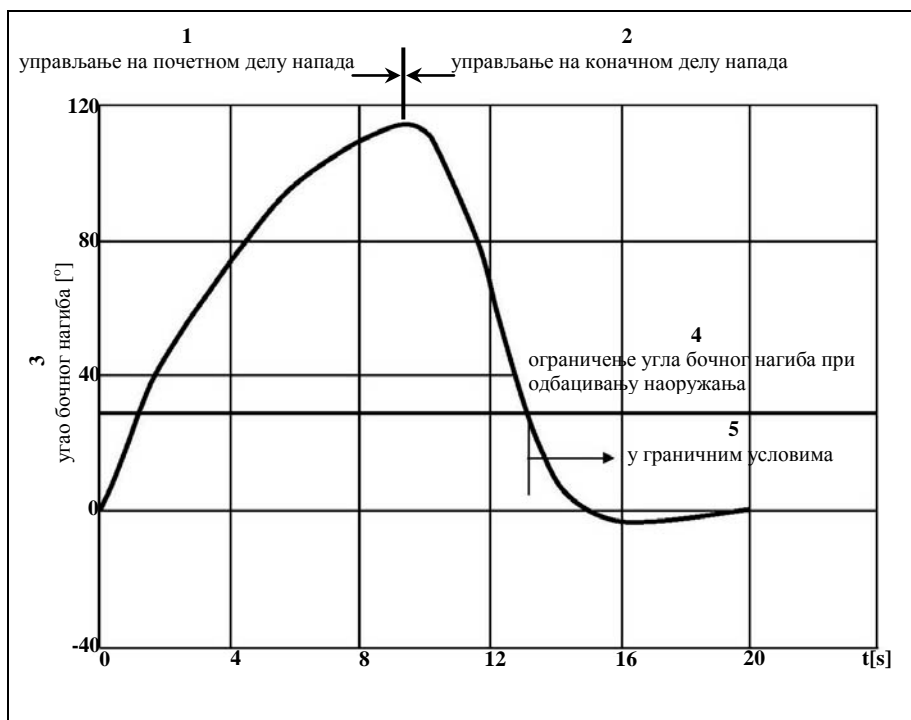
За дати пример употребе ракете Maverick изабрани су следећи гранични услови.

Почетни услови		Услови одбацивања	
Висина, m	150	Висина, m	450
Удаљеност до циља, m		Коса удаљеност, m	3000
пројекција дуж трајекторије	4500		
– по правој	3900		

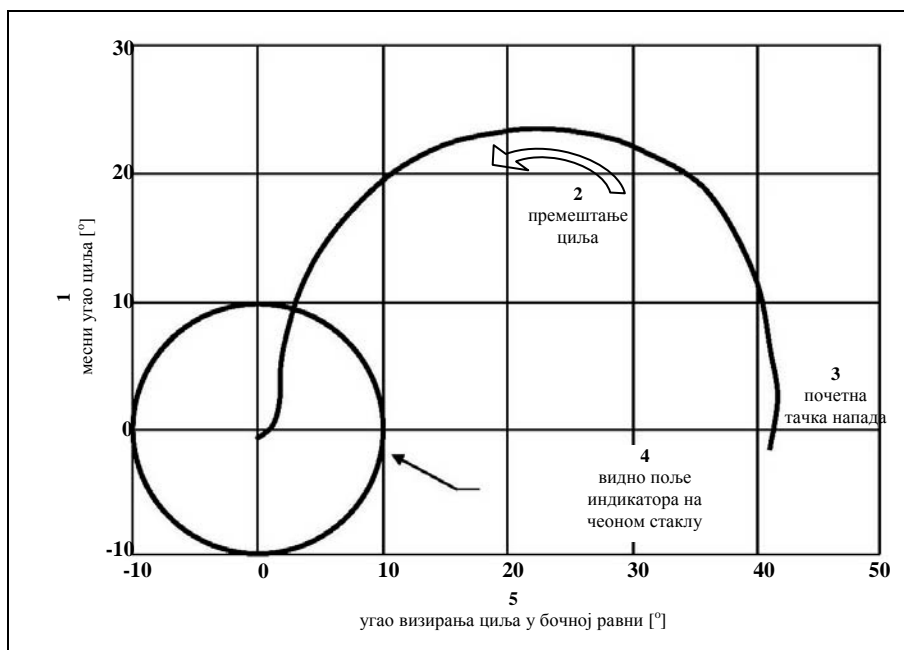
До лансирања ракете Maverick израчунавају се следећи гранични услови: нормално убрзање (<3 јединице), угао бочног нагиба ($<30^\circ$) и угловна брзина нагиба ($<30^\circ/s$). Ако се ти услови задовољавају, тада самовођена глава ракете Maverick захвата циљ и ракета може да се одбаци.

На слици 84 приказан је дијаграм промене угла бочног нагиба, где су: 1 – управљање на почетном делу напада; 2 – управљање на завршном делу напада; 3 – угао бочног нагиба [$^\circ$]; 4 – ограничење угла бочног нагиба при одбацивању наоружања; 5 – у граничним условима.

Како се види из слике 84 на почетном делу напада угао бочног нагиба; достиже 110° . То је неопходно за извршење заокрета на циљ у косој равни са довољном искривљеношћу за повећање преживљавања. После заокрета у току 8s смањује се дејствујуће оптерећење.



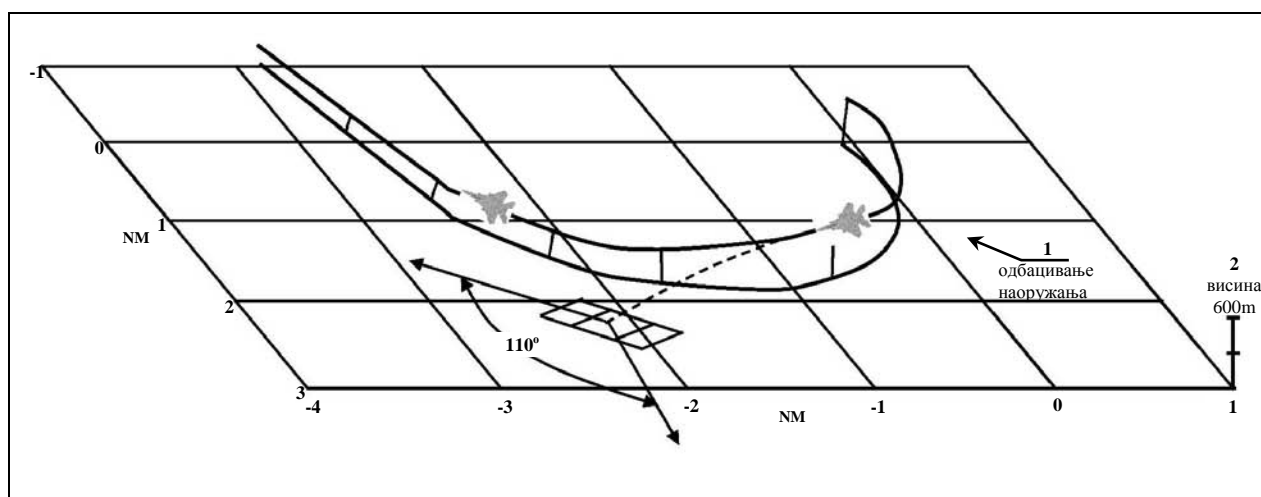
Слика 84. Дијаграм промене угла бочног нагиба



Слика 85. Положај циља у видном пољу индикатора информација авиона који врши напад

У том тренутку произилази прелазак на управљање на завршном делу напада и ракета Maverick се наводи на циљ. При достизању угла бочног нагиба авиона од 30° ракета захвата циљ и одбацује се, као што се за то време задовољавају сви други гранични услови одбацивања наоружања.

На слици 85 приказан је положај циља у видном пољу индикатора информација авиона који врши напад, где су: 1 – месни угао циља [$^\circ$]; 2 – премештање циља; 3 – почетна тачка напада; 4 – видно поље индикатора на чеоном стаклу (HUD); 5 – угао визирања циља у бочној равни [$^\circ$]. Зато авион извршава заокрет улево тако, да би се циљ налазио у месној угловној равни авиона који врши напад. При управљању на крајњем делу напада произилази нишањење циља.



Слика 86. Трајекторија употребе касетног наоружања

При употреби ракете Maverick одговарајући сигнали управљања летом могу да се изводе или на индикатор на чеоном стаклу (HUD), или на систем индикације и нишањења на кациги.

Употреба тактичког касетног наоружања остварује се по криволинијској трајекторији и изводи се на висини око 150 m при угловној орјентацији контуре уништења, који износи 110° у односу на смер севера, удаљености дуж трајекторије 4500 m и удаљености по правој 3900 m. У зависности од угловне брзине попречног нагиба уређај за растурање муниције (диспанзер) и брзини

лета у тренутку одбацивања засебни диспанзер може уништити површину од 900 до 2700 m².

На слици 86 приказана је трајекторија употребе касетног наоружања, која је модулирана помоћу рачунара, где су: 1 – одбацивање наоружања, 2 – висина 600 m; NM – наутичка миља [x 1,85].

После одбацивања убојног средства алгоритам управљања се адаптира за одвођење авиона од циља. Коefицијент оптерећења и висина су две променљиве величине, које се одређују за време одласка од циља. За горњи наведени пример употребе наоружања изабрана је висина одласка од циља 150 m и оптерећење од 4,5 јединица.

7.1.2 Ваздух-ваздух

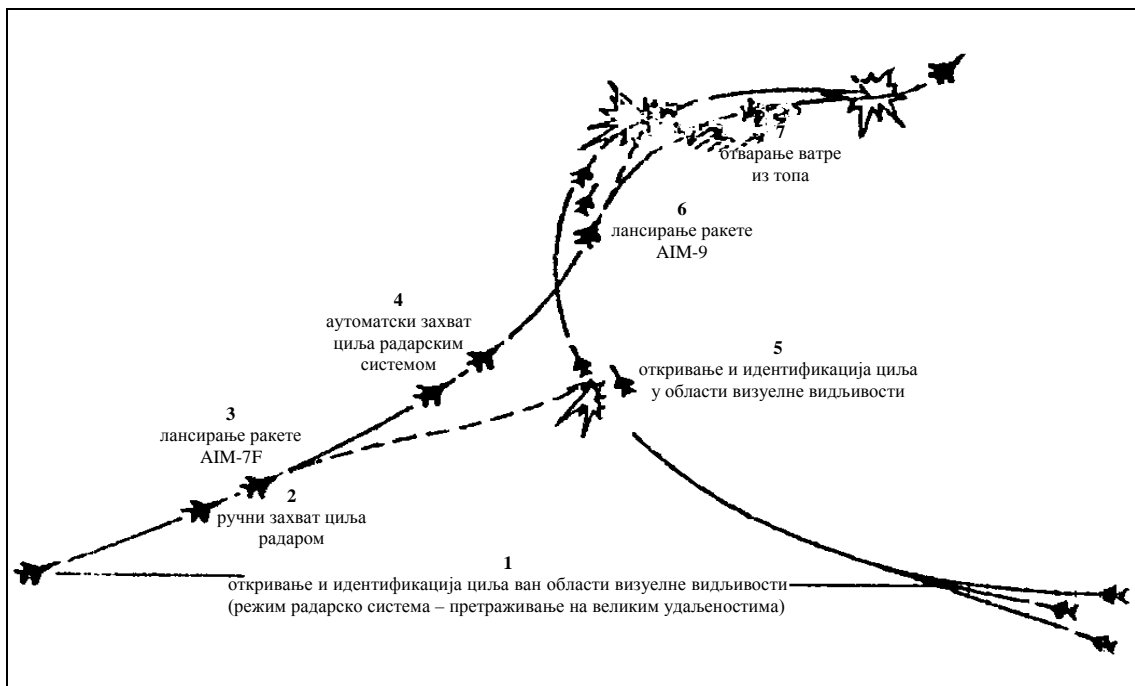
Концепције употребе наоружања у режиму ваздух-ваздух помоћу система лета и наоружања заснива се на методама употребе вођених ракета средњег и кратког радијуса дејства, које се остварују помоћу радарског система уграђеног на авион и методама аутоматског отварања ватре из топа по циљевима у ваздуху, разрађених по одговарајућем програму.

На слици 87 је приказана шема дејства у ваздушној борби са управљањем од стране система лета и наоружања, где су: 1 – откривање и идентификација циља ван области визуелне видљивости (режим радарског система – претраживање на великим удаљеностима); 2 – ручни захват циља радаром; 3 – лансирање ракете AIM-7F; 4 – аутоматски захват циља радарским системом; 5 – откривање и идентификација циља у области визуелне видљивости; 6 – лансирање ракете AIM-9; 7 – отварање ватре из топа.

Примена ракета средњег радијуса дејства. Могућности аутоматског и полуаутоматског управљања летом и оружним системима могу бити добро демонстрирани за време напада групног циља, који се налази изван зоне визуелне видљивости пилота. При том модернизовани радарски систем, који ради у режиму „праћење за време скенирања“, може открити такав циљ и записати у меморију његову позицију и брзину. Радарски систем додељује приоритет сваком циљу, који, по жељи пилота, може бити промењен. Укључујући се, систем аутоматски управља нападом авиона на циљ са приоритетом путем распоређивања тачке нишањења ракете у центар круга дозвољене грешке управљања, видљивој на индикатору вертикалног стања, који се налази на инструменталној табли у пилотској кабини, користи алгоритам израчунавања закона управљања. После лансирања ракете авион наставља да лети у правцу циља са приоритетом, обезбеђујући непрекидно радарско осветљење самовођеној глави ракете све до њеног погађања у циљ. Затим пилот сву пажњу концентрише на циљ са наредним приоритетом. Могућности система за брз захват циља и одређивање редног лансирања дозвољавају да се смањи оптерећење на пилота, који може да сконцентрише

своју пажњу на обнављајуће информације, које се виде на вертикалном индикатору стања. Како је први циљ за то време осветљен радаром, позиција другог циља се екстраполира.

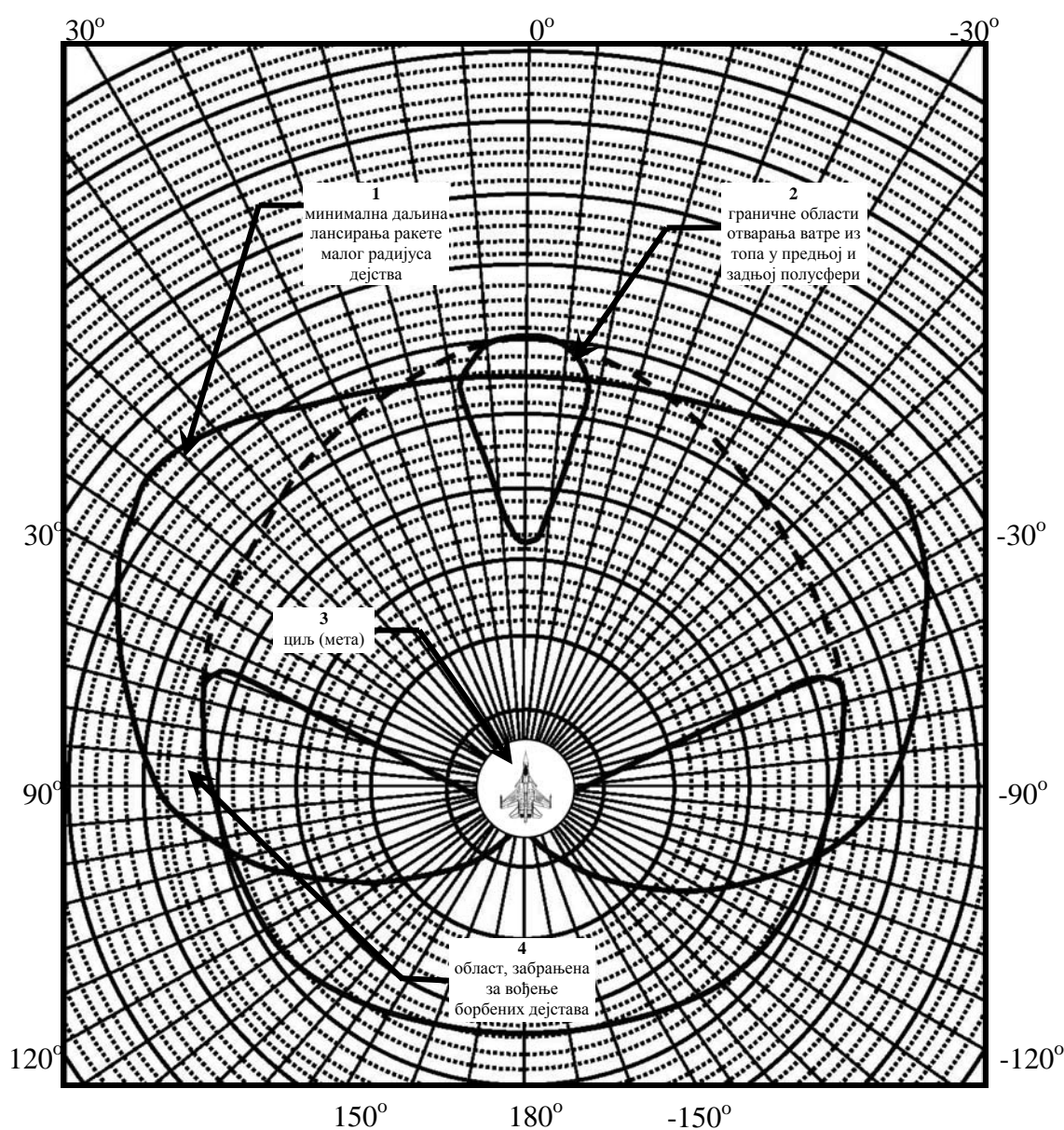
За моделирање ваздушне борбе са применом ракета средњег радијуса дејства, углавном, користи се програм INCA (Integrated Control Analysis Computer Program). Предности и недостатци се одређују за ваздушну борбу једног авиона, наоружаног ракетама AIM-7F, против два противничка авиона. Моделирање помоћу тог програма показало је повећање не само преживљавања авиона, него и ефективности напада другог (или трећег) циља.



Слика 87. Шема дејства у ваздушној борби са управљањем од стране система лета и наоружања

Примена ракета малог радијуса дејства. На слици 88 представљен је дијаграм граничних области лансирања ракета малог радијуса дејства и отварања ватре из топа, где су: 1 – минимална даљина лансирања ракете малог радијуса дејства; 2 – граничне области отварања ватре из топа у предњој и задњој полусфери; 3 – циљ; 4 – област, забрањена за вођење борбених дејстава.

Једна од основних особености дијаграма је преклапање граничних области лансирања ракета и отварања ватре из топа, а друга – могућност, помоћу система управљања лансирањем ракете и отварање ватре из топа за уништавање сверакурских циљева. Осим тога, дијаграм показује постојање забрањених области борбених дејстава. Има неколико начина да се смањи та област. Најједноставнији начин је начин значајног побољшања карактеристика топа и ракете. Други начин предлаже увођење величине угла претицања у равни лансирања ракете.



Слика 88. Дијаграм граничних области лансирања ракете малог радијуса дејства и отварања ватре из топа

8 Закључак

Резултати истраживања у овом раду показали су да отклон вектора потиска мотора у лету омогућава авионима VTOL знатно побољшање карактеристика успоравања (смањења брзине), повећање нормалног оптерећења и угаоне брзине заокрета, као и побољшање њихових других маневарских способности.

Смањење брзине у обрушавању код VTOL авиона остварује се закретањем вектора силе потисне групе (узгонских и/или маршевских мотора) чиме се обезбеђује да авион има мању брзину обрушавања, мању даљину отварања ватре и као последицу, већу тачност уништења земаљских циљева. Овај принцип управљања даје авиону могућност одржавања сталне брзине и нападног угла у обрушавању, што доводи до повећања прецизности гађања и омогућава олакшано управљање пилоту у терминалној фази лета.

Такође, могуће је изабрати трајекторију лета за терминалну фазу напада при дејству на земаљске циљеве да бисмо повећали вероватноћу извршења погађања и да смањимо укупно време напада.

Истраживање промена маневарских особина авиона са могућношћу векторисања потиска показало је да уколико желимо да остваримо програмирано управљање летом, постоји више могућности избора програма који могу да обезбеде задовољавајуће услове и да избор задатих функција негативног убрзања може да се оствари у одређеном опсегу брзина лета од V_1 до V_2 , а за проширење ове функције потребно је искористити могућност промене потиска маневарских мотора.

Примена нових технологија на савременим борбеним ваздухопловима обезбеђује више летне квалитете путем стварања способности прилагођеног одзива ваздухоплова у одређеном делу маневра. Употребом канара и маневарских закрилаца доприноси се побољшању ефективности маневра. Показало се да ваздухоплов са могућношћу декуплованог управљања командама лета располаже способностима извршења маневара високе

категорије који подразумевају управљање вектором трајекторије лета са шест степени слободе (усмеравање трупа у одређену тачку, заокрет без бочног нагиба ваздухоплова, бржи излазак на линију нишањења и заузимање елемената нишањења, дуже расположиво време дејства по циљу).

Закључак који произилази из анализе постојећих маневара савремених авиона ловачко-бомбардерске авијације при нападима на земаљске циљеве, ваздухопловним убојним средствима и средствима противваздухопловне одбране противника је да ефикасност уништења циљева на земљи при било ком начину напада зависи од: маневарских карактеристика авиона; убојних средстава авиона и нишанско-навигацијске опреме; типа земаљског циља, његовог положаја и заклоњености; типа средстава противваздухопловне одбране, њихових карактеристика, густине расподеле на терену; рељефа терена датог рејона борбених дејстава и метеоролошких услова; обучености летачког састава; аутоматизације управљања авионом итд.

Закључци који произилазе као препоруке летачком саставу на основу којих се могу разрађивати тактичке субпозиције су следеће:

- најраспрострањенији маневри напада на земаљске циљеве при употреби невођених убојних средстава, су маневри типа борбеног заокрета и „искакања“ са наредним обрушавањем на циљ и представљају показатеље крајњих енергетских ограничења могућности летелице;
- за уништење тачкастих земаљских циљева а посебно оклопљених тачкастих земаљских циљева у заклону најјефикаснији је напад из оштрог обрушавања;
- савремена средства противваздухопловне одбране противника захтевају извршење маневара напада на оптималан начин и са таквим прорачуном, да се авион што је могуће мање времена задржи под дејством средстава противваздухопловне одбране противника. Због тога се маневар треба извршити за минимално време на гранично малим висинама заузимајући мали простор;

- узимајући у обзир физиономију рељефа Србије, за постизање ефикасног борбеног успеха у таквим условима потребни су малогабаритни маневри са оштрим обрушавањем чија је конструкција отежана природним препрекама (рељефом) и специфичним атмосферским условима.

Промена параметара кретања и управљања авионом са отклоном вектора потиска у току целог маневра је интензивније у поређењу са авионом без отклона вектора потиска. Поред тога, произилази неопходност прецизног управљања отклоном вектора потисне силе и режимом рада мотора. Карактер промене функција управљања (нападни угао, бочни нагиб авиона, потисак, угао закретања вектора потиска мотора) код авиона са отклоном вектора потиска, при извршењу маневра напада на земаљске циљеве из оштрог обрушавања довољно је сложено за ручно управљање од стране пилота и указује на неопходност аутоматизације извршења маневара.

Анализа начина напада на земаљски циљ савременим авионима ловачко-бомбардерске авијације показала је, да су маневри напада са применом невођених убојних средстава, ограничени маневарским и енергетским могућностима авиона, на основу чега се ограничава и ефективност уништења земаљског циља.

Анализа маневарских карактеристика авиона са отклоном вектора потиска мотора показала је, да примена отклона вектора потиска мотора у лету значајно побољшава маневарске карактеристике авиона. На пример, повећавају се кратковремена нормална оптерећења не мање него на величину летног специфичног потиска авиона. Отклон вектора потиска мотора шири границе маневара по параметрима кретања, посебно на малим брзинама лета и допушта извођење нових, више ефективних маневара напада на циљ.

Резултати симулације перформанси авиона са векторисаним потиском показују да овакав авион, по маневарским карактеристикама, значајно превазилази авион без отклона вектора потиска мотора. Отклон вектора потиска обезбеђује непосредно управљање силом узгона, кочење на силазним трајекторијама, реализацију трајекторије велике закривљености, што даје

могућност успостављања малогабаритних маневара, константност брзине лета на великим угловима обрушавања.

Предмет истраживања ове дисертације указао је на могућност и потребу развоја нових тактичких могућности/способности у циљу повећања ефективности борбене примене летелица нове генерације при дејству на циљеве у ваздуху и покретне циљеве на земљи на основу максималног искоришћења летно-техничких карактеристика летелице.

На основу резултата истраживања створена је основа за развој мера, активности и поступака за унапређење безбедности лета и вероватноће преживљавања пилота и летелице у реалним борбеним условима, као и разрада методологије употребе оваквих летелица, посебно у специфичним антитерористичким дејствима.

Побољшани математички модел који се користи у овој дисертацији омогућује адекватно математичко моделирање сложених кретања летелице у простору, што омогућује симулацију лета у простору и избор оптималног решења и смањује потребу за вршењем скувих експерименталних истраживања што у крајњем случају доводи до смањења трошкова развоја и пројектовања летелица нове генерације.

Истраживањем је обезбеђена информација летачком саставу о могућностима коришћења летелица нових генерација која се може преточити и применити у конкретна правила и упутства. Емпиријски испитан динамички модел летелице може да нађе корисну примену у синтези симулаторских система који омогућавају прилагођавање пилота новим типовима летелица и њиховим летним и другим особинама. Коришћењем флексибилних програмских пакета за симулације лета може се симулација једног хипотетичког типа летелице, без већих суштинских адаптација, употребити и за друге типове летелица које у перспективи могу да буду саставни део наших ваздухопловних снага.

Научни допринос ове дисертације је развијен математички модел за прорачун избора параметара који задовољавају постављене тактичко-техничке захтеве за одређени ваздухоплов. Предложена метода омогућава да се јасно

утврде основни доприноси и међусобни утицај између аеродинамичких параметара, дефинисаних предложеном конфигурацијом летелице (основни облик летелице и изабране аеродинамичке управљачке површине) и погонске групе (отклон вектора потиска мотора) са својим функцијама, у циљу повећања укупних перформанси летелице.

Литература

1. Алтиллерийские зенитные установки. „Зарубежное военное обозрение“, № 1, М., Красная Звезда, 1985.
2. Andrzej Tomczyk: Aircraft maneuverability improvement by direct lift control system application, Aerospace Science and Technology Volume 9, Issue 8, November 2005.
3. Alexander A. Bolonkin: Optimal Aircraft Thrust Angles, Non-Rocket Space Launch and Flight, 2005.
4. Banner, Margaret S.; McLaughlin, Milton; Sawyer, Richard H.; Van Gunst, Roser; and Ryan, John J.: A flight Investigation with a STOL Airplane Flying Curved Descending Instrument Approach Paths, NASA TN D-7669, 1974.
5. Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В.: Динамика самолета. Пространственное движение.-М., Машиностроение, 1983.
6. Брага В.Г.: Неустановившиеся и установившиеся виражи с постоянными угловой скоростью или радиусом.-НММ по динамике полета и боевого маневрирования.-М.: ВВИА им.проф. Н.Е.Жуковского, 1990.
7. Вентцель Е.С.: Теория вероятностей.-М.: Наука, 1969.
8. Вентцель Е.С., Овчаров Л.А.: Теория вероятностей и её инженерные положения.-М.: Наука, 1988.
9. Daniel Ikaza, Christian Rausch: Thrust vectoring for eurofighter - the first steps, Air & Space Europe Volume 2, Issue 1, January-February 2000.
10. Eugene M. Cliff, Henry J. Kelley, Leon Lefton: Thrust-vectoring energy turns, Automatica Volume 18, Issue 5, September 1982.
11. Eugene M. Cliff, Henry J. Kelley, Leon Lefton: Thrust-vectoring differential turns, Automatica Volume 18, Issue 5, September 1982.
12. Использование многофункциональных сопел в силовых установках истребителей-бомбардировщиков с целью повышения их эффективности

- (источник США), „Авиастроение,-Эксплуатационные исследования“. ВИНТИ, 1991, № 39.
13. Истребитель-бомбардировщик вертикального и короткого взлета и посадки AV-8В. Министерство обороны СССР, 1986.
 14. J.B. Russell: Performance and Stability of Aircraft, 1996.
 15. James M., Andrew G. Sparksa, Siva S. Banda: Robust longitudinal axis flight control for an aircraft with thrust vectoring, Automatica Volume 30, Issue 10, October 1994.
 16. Jean P. Renaud: Advanced technologies and new roles for VTOL aircraft (Part I/II), Air & Space Europe Volume 2, Issue 2, March-April 2000.
 17. Jean P. Renaud: Advanced technologies and new roles for VTOL aircraft (Part II /II), Air & Space Europe Volume 2, Issue 3, May-June 2000.
 18. Kenneth H. Goodrich: A High-Fidelity, Six-Degree-of-Freedom Batch Simulation Environment for Tactical Guidance Research and Evaluation, NASA Technical Memorandum 4440, JULY 1993.
 19. M.V. Cook: Flight Dynamic Principles (Second Edition), 2007.
 20. Mayer, George; and Cicolani, Luigi S.: A Formal Structure for Advanced Automatic Flight Control Systems, NASA TN D-7940, 1975.
 21. Marilyn E. Ogburn; and John V. Foster; Keith D. Hoffle: Use Of Piloted Simulation For High-Angle-Of-Attack Agility Research And Design Criteria Development, NASA AIAA-2954, 1991.
 22. Mark B. Tischler: Advances in aircraft flight control, Taylor & Francies, London, 1996.
 23. Нельубов А.И.: Летные характеристики и боевое маневрирование летательных аппаратов. Вып. 1.-Математическое моделирование движения летательных аппаратов.-М.: ВВИА им.проф. Н.Е.Жуковского, 1986.
 24. Нельубов А.И.: Летные характеристики и боевое маневрирование летательных аппаратов. Вып. 2.-Математические методы расчета боевых

- маневров, взлета и посадки самолетов с поворотом вектора тяги двигателей.-М.: ВВИА им.проф. Н.Е.Жуковского, 1986.
25. Нельубов А.И., Репаич Л.: Радиус и перегрузка установившегося виража самолета с поворотом вектора тяги двигателей, НММ по динамике полета и боевого маневрирования.-М.: ВВИА им.проф. Н.Е.Жуковского, 1991.
26. Ненадовић М.: Стабилност и управљивост летелица, 1. део, Војноиздавачки завод, Београд, 1981.
27. Остославски И.В., Стражева И.В.: Динамика полета,-Траектории летательных аппаратов.-М.: Машиностроение, 1969.
28. Павленко В.Ф.: Силовые установки с поворотом вектора тяги в полете.-М.: Машиностроение, 1987.
29. Павленко В.Ф., Нельубов А.И., Обдин Н.И.: Модель атаки наземной цели самолетом с отклонением вектора тяги, НММ по аэродинамике и динамике полета летательных аппаратов.-М.: ВВИА им.проф. Н.Е.Жуковского, 1978.
30. Paul K. Chang: Separation of Flow, Pergamon Press, 1970.
31. Пекић Н.: Оптимизација маневра авиона ловачко-бомбардерске авијације при нападу на тачкасте земаљске циљеве, Магистарски рад, Машински факултет у Београду 2005.
32. Пекић Н.: Резултати моделирања борбеног маневра напада авиона на земаљски циљ из оштрог обрушавања, Војнотехнички гласник бр.6/2005.
33. Пекић Н.: Методологија формирања трајекторије кретања авиона при довођењу на земаљски циљ, Техника – Београд, 2006, VOL 61; PART 4, pages 4.15-4.18
34. Пекић Н.: Анализа промена маневарских особина авиона при отклону вектора потиска мотора, Зборник радова SYMOPIS 2007.
35. Пекић Н.: Поређење параметара лета авиона са класичном погонском групом и авиона са векторисаним потиском, Зборник радова SYMOPIS 2008.

36. Перспектива борбене примене авиона с променом вектора потиска. Гласник РВ и ПВО, Београд, 1964.
37. Pecsvaradi, Thomas: Four-Dimensional Guidance Algorithms for Aircraft in an Air Traffic Environment, NASA TN D-7874, 1975.
38. Правило борбене примене ловачко-бомбардерске авијације, ССНО, Београд, 1983.
39. Philippe Martin, Santosh Devasia, Brad Paden: A different look at output tracking: control of a VTOL aircraft, Automatica Volume 32, Issue 1, January 1996.
40. R.A. Hyde, K. Glover: Development of a robust flight control law for a VSTOL aircraft, Control Engineering Practice Volume 2, Issue 3, June 1994.
41. Рендулић З.: Механика лета, Београд, Војноиздавачки завод, 1987.
42. Руководство по боевому применению авиационных средств поражения наземных (морских) объектов. Ч.1,-Авиационные неуправляемые средства поражения. Секретно. МО, 1986.
43. Руководство по боевому применению авиационных средств поражения наземных (морских) объектов. Ч.III.-Расчет эффективности боевого применения авиационных средств поражения. Секретно. МО, 1986.
44. Симоновић В.: Увод у теорију вероватноће и математичку статистику. Београд, Грађевинска књига, 1988.
45. Тараненко В.Т.: Динамика самолета са вертикалним взлетом и посадкой.- М.: Машиностроение, 1978.
46. Хафер К., Закс Г.: Техника вертикального взлета и посадки (перевод с немецкого).-М.: Мир, 1985.
47. Henry J. Kelley: Differential-turn maneuvering, Automatica Volume 12, Issue 3, May 1976.
48. Cicolani, Luigi S.; and Weissenberger, Stein: A Nonlinear Trajectory Command Generator for a Digital Flight Control System, NASA TP-1221, 1978.

49. Craig Penrice: Single seat fighter - the way ahead for the 21st century, *Air & Space Europe* Volume 2, Issue 1, January-February 2000.
50. C. W. Alcorn, M. A. Croom, M. S. Francis, H. Ross: The X-31 aircraft: Advances in aircraft agility and performance, *Progress in Aerospace Sciences* Volume 32, Issue 4, August 1996.
51. William C. Reigelsperger, Siva S. Banda: Nonlinear simulation of a modified F-16 with full-envelope control laws, *Control Engineering Practice* Volume 6, Issue 3, March 1998.

Биографија

Име и презиме: Никола Пекић

Датум рођења: 21. март 1978. године

Место рођења: Карловац

Школовање:

- | | |
|---------------|--|
| 1985. – 1993. | Основна школа у Београду |
| 1993. – 1997. | Војна гимназија у Београду |
| 1997. – 2001. | Студије на Војној академији, одсек РВ и ПВО, смер авијација, усмерење – пилот хеликоптера |
| 2002. – 2005. | Последипломске студије на Машинском факултету у Београду |
| 03. 02. 2005. | Одбрањен магистарски рад на Машинском факултету у Београду на тему „Оптимизација маневра авиона ловачко-бомбардерске авијације при нападу на тачкасте земаљске циљеве“ |

Кретање у послу:

- | | |
|---------------|--|
| 2001. – 2006. | 890. мешовита хеликоптерска ескадрила, Војска Србије |
| 2006. – | Управа за стратегијско планирање Сектора за политику одбране Министарства одбране Републике Србије |
| 2008. – | Виши предавач за ужу област „Тактика јединица В и ПВО“ на Војној академији |

Прилог 1.

Изјава о ауторству

Потписани Никола Пекић

број индекса _____

Изјављујем

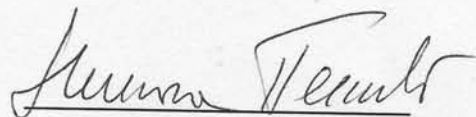
да је докторска дисертација под насловом

САВРЕМЕНЕ МЕТОДЕ УПОТРЕБЕ ЛЕТЕЛИЦА НОВЕ ГЕНЕРАЦИЈЕ ПРИ
ДЕЈСТВУ НА ПОКРЕТНЕ ЦИЉЕВЕ У ВАЗДУХУ И НА ЗЕМЉИ

- резултат сопственог истраживачког рада,
- да предложена дисертација у целини ни у деловима није била предложена за добијање било које дипломе према студијским програмима других високошколских установа,
- да су резултати коректно наведени и
- да нисам кршио ауторска права и користио интелектуалну својину других лица.

Потпис докторанда

У Београду, 22. априла 2013. године



Прилог 2.

Изјава о истоветности штампане и електронске верзије докторског рада

Име и презиме аутора Никола Пекић

Број индекса _____

Студијски програм _____

Наслов рада САВРЕМЕНЕ МЕТОДЕ УПОТРЕБЕ ЛЕТЕЛИЦА НОВЕ ГЕНЕРАЦИЈЕ
ПРИ ДЕЈСТВУ НА ПОКРЕТНЕ ЦИЉЕВЕ У ВАЗДУХУ И НА
ЗЕМЉИ

Ментор Др Слободан Ступар, редовни професор, Машински факултет
Универзитета у Београду

Потписани Никола Пекић

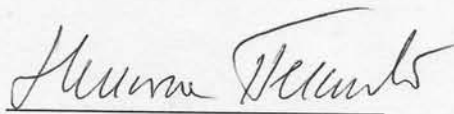
Изјављујем да је штампана верзија мог докторског рада истоветна електронској верзији коју сам предао за објављивање на порталу **Дигиталног репозиторијума Универзитета у Београду**.

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, 22. априла 2013. године



Прилог 3.

Изјава о коришћењу

Овлашћујем Универзитетску библиотеку „Светозар Марковић“ да у Дигитални репозиторијум Универзитета у Београду унесе моју докторску дисертацију под насловом:

САВРЕМЕНЕ МЕТОДЕ УПОТРЕБЕ ЛЕТЕЛИЦА НОВЕ ГЕНЕРАЦИЈЕ ПРИ ДЕЈСТВУ НА ПОКРЕТНЕ ЦИЉЕВЕ У ВАЗДУХУ И НА ЗЕМЉИ

која је моје ауторско дело.

Дисертацију са свим прилозима предао 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.

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, 22. априла 2013. године

