

УНИВЕРЗИТЕТ У БЕОГРАДУ

МАШИНСКИ ФАКУЛТЕТ

Драган М. Раковић

**Аутономно позиционирање и  
генерисање оптималних путања  
беспилотних ваздухопловних система  
при слетању**

Докторска дисертација

Београд, 2024.

UNIVERSITY OF BELGRADE  
FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

Dragan M. Raković

**Autonomus Positioning and  
Optimal Trajectory Generation of  
Unmanned Aircraft Systems  
during landing**

Doctoral Dissertation

Belgrade, 2024

Комисија за преглед, оцену и одбрану докторске дисертације:

Ментор:	др Александар Симоновић,  редовни професор Универзитет у Београду - Машински факултет  др Александар Грбовић,  редовни професор Универзитет у Београду - Машински факултет
Чланови комисије:	Др Александар Бенгин  редовни професор Универзитет у Београду - Машински факултет  Др Мирко Динуловић  редовни професор Универзитет у Београду – Машински факултет  др Огњен Пековић  редовни професор Универзитет у Београду – Машински факултет  Др Горан Воротовић  ванредни професор Универзитет у Београду – Машински факултет  Др Бранимир Крстић  ванредни професор Војна академија, Универзитет Одбране
Датум одбране:	

## ЗАХВАЛНОСТ

Овај рад је резултат вишегодишњег истраживања из области ваздухопловства односно беспилотних летелица. Истраживања у вези овог рада су спроведена у Београду под руководством ментора проф. др Александра Симоновића и проф. др Александра Грбовића са Катедре за ваздухопловство, Универзитета у Београду - Машинског факултета.

Пре свега, желео бих да се захвалим супрузи Љиљани, ћерки Драгани, породици и пријатељима који су ми несебично помагали током израде ове тезе. Ипак, превасходно своју захвалност дугујем Љики на безрезервној подршци и безграничном стрпљењу, не само у току израде овог рада већ и током наше заједничке животне авантуре. Гагац и Љика су свакодневним подсећањем на "радне обавезе" успеле да издржим и очувам радни ритам. Својим родитељима и сестри неизмерно сам захвалан на подршци у свим мојим намерама. Наравно ту је мој Владица који је осим свог терета и хеликоптера морао да трпи и мене.

Захваљујем се проф др Александру Симоновићу и проф др Александру Грбовићу, мојим менторима, јер без њихове помоћи, упорности и вере у моју намеру овај рад би било просто немогуће реализовати. Желео бих да се посебно захвалим свом професору, али пре свега другу и пријатељу, проф др Слободану Ступару који ме је подсећао на важност научно-истраживачког рада како за унапређење каријере тако и сопствене личности.

Ову прилику користим да се захвалим Стаменковић Игору, струк.инж.маш, др Иванов Тонију, др Воркапић Милошу и осталим колегама са ваздухопловне катедре на пруженој подршци и помоћи.

# Аутономно позиционирање и генерисање оптималних путања беспилотних ваздухопловних система при слетању

Сажетак:

Беспилотна летелица (UAV; даљински управљана летелица UAS Unmanned Aircraft System) је летелица која лети без људске посаде на конструкцији ваздухоплова. UAV се дефинише као летелица за вишекратну употребу, без људске посаде, способна за контролисано одржавање лета и која се покреће помоћу сопственог система пропулзије у свим фазама лета.

Постоји широк распон UAV-а по облику, величини, конфигурацији и карактеристикама. Историјски, UAV су биле једноставни drones (зујалице, трутови) даљински управљане којима се константно повећавала самостална контрола и управљивост. UAV углавном постоје у два контролисана облика и то: надзирање и управљање са удаљене локације и други: аутономни лет са унапред програмираним параметрима лета планираним помоћу сложених аутоматских динамичких система.

Тренутно, војна употреба UAV се углавном заснива на извршавању задатака извиђања али током последњих година све је интензивнија употреба за цивилне потребе али веома ограничено и то углавном за потребе противпожарне заштите и у невојном сигурносном раду (нпр надзор нафтовода итд). Оне су префериране за задатке који су сувише опасни за авионе са посадом или је коришћење класичног авиона превише скупо и ризикантно у случају губитка (и пилота и авиона) у односу на benefite које доноси реализација неког оперативног задатка.

Трошкови мисија и даље остају високи што је последица високе цене коштања летелице и њеног опслуживања, а условљено је сложеностју опреме која је неопходна за аутономан лет (стабилизација и навигација) летелице. Укупни трошкови се повећавају ангажовања великог броја високо обучених специјалиста потребних за један лет летелице укључујући и пилота потребног у фазама полетања и слетања.

Тема ове доктроске тезе је избор оптималних параметара лета беспилотне летелице како би се успешно извршавали постављени задаци у мисијама током њеног радног века. Овај проблем се може решити интеграцијом пројектовања и нових система који чине интегрални део читавог система UAV. Усвајање оваквог концепта омогућава нам да добијемо поуздану беспилотну летелицу са уравнотеженим тактичко-техничким карактеристикама која може успешно да обави све постављене задатке у области дејства уз смањивање.

Кључне речи: UAV, навигација, позиционирање, трајекторија, оптимизација, динамички модел.

Научна област: Машинство

Ужа научна област: Ваздухопловство

# Autonomus positioning and optimal trajectory generation of unmanned aircraft systems during landing

## Summary:

An unmanned aerial vehicle (UAV; also known as a UAS Unmanned Aircraft System) is an unmanned aircraft on an aircraft structure. UAV is defined as a reusable, unmanned aircraft, capable of controlled flight maintenance and propelled by its own propulsion system in all phases of flight.

There is a wide range of UAVs in shape, size, configuration and characteristics. Historically, UAVs were simple drones (buzzers, drones) remotely controlled that constantly increased self-control and maneuverability. UAVs mainly exist in two controlled forms, namely: remote control and management and others: autonomous flight with pre-programmed flight parameters planned using complex automatic dynamic systems.

Currently, the military use of UAVs is mainly based on reconnaissance, but in recent years it has been increasingly used for civilian use but very limited, mainly for fire protection and non-military security work (eg pipeline surveillance, etc.). They are preferred for tasks that are too dangerous for manned aircraft or the use of a classic aircraft is too expensive and risky in case of loss (both pilot and aircraft) in relation to the benefits brought by the realization of an operational task.

Mission costs remain high due to the high cost of servicing and servicing the aircraft, and is conditioned by the complexity of the equipment necessary for autonomous flight (stabilization and navigation) of the aircraft. The total cost is increasing by hiring a large number of highly trained specialists needed for one flight of the aircraft, including the pilot needed in the take-off and landing phases.

The aim of this paper is the optimal choice of UAV, taking into account the cost of the aircraft and the cost of its use during its service life. The solution to these problems is the integration of design concepts and new systems that are used as an integral part of the entire UAV system. The result is an aircraft with balanced tactical and technical requirements capable of performing all set tasks in the field of action and operated by the operator.

The topic of this doctoral thesis is the selection of optimal flight parameters of the unmanned aerial vehicle to successfully perform the set tasks in missions during its working life. This problem can be solved by integrating design and new systems that form an integral part of the entire UAV system. Adoption of this concept allows us to get a drone with balanced tactical and technical characteristics that can perform all the tasks in the field of action.

Keywords: UAV, navigation, positioning, trajectory, optimization. dynamic model.

Scientific discipline: Mechanical Engineering

Narrow scientific field: Aeronautics



## Аутономно позиционирање и генерисање оптималних путања беспилотних ваздухопловних система при слетању

### Садржај:

#### 1. Увод

1.1 Предмет и циљ истраживање.....	01
1.1.1 Навигација и позиционирање.....	07
1.1.1.1 LORAN ( Long Range Navigation).....	09
1.1.1.2 Небеско праћење - Celestial tracking.....	10
1.1.1.3 Global Position System – GPS.....	10
1.1.1.4 GLONASS.....	11
1.1.1.5 GALILEO.....	11
1.1.1.6 Inertial Navigation System - INS.....	11
1.1.1.7 TERCOM - Terrain Contour Matching .....	12
1.1.1.8 DSMAC - Digital Scene-Mapping Area Correlator.....	13
1.2 Историјски развој.....	13
1.3 Полазне хипотезе.....	14
1.4 Научне методе.....	15
1.5 Научни допринос.....	15
1.6 План истраживања и структура тезе .....	16
2. Осврт на постојећа истраживања.....	17
3. Теоријске основе.....	33
3.1 Динамички модел кретања.....	33
3.1.1 Авион.....	33
3.1.2 Хеликоптер .....	34
3.1.3 Беспилотна летелица.....	35
3.2 Позиционирање.....	36
3.3 Основе навигације.....	36
3.3.1 Теорија процене.....	36
3.3.2 Калманов Филтер.....	37
3.3.3 Марков модел.....	38
3.3.4 GPS.....	38
3.3.5 Инерцијални навигациони систем (Inertial Navigation System).....	43
3.3.6 Terrain Contour Matching - TERCOM.....	46
3.3.7 Digital Scene-Mapping Area Correlator – DSMAC.....	50
3.4 Теоријски модел одређивања оптималних путања.....	51
4. Нумерички модел.....	54
4.1 Генерисање нумеричког модела .....	54
4.2 Симулација.....	69



---

5. Експериментална верификација.....	82
6. Дискусија.....	103
7. Закључак.....	106
8. Литература.....	108



## 1. УВОД

### 1.1 Предмет и циљ истраживања

Беспилотни ваздухопловни системи (UAS - Unmanned Aircraft System) су представници тренутно најновијих и најнапреднијих научно-технолошких решења која се имплементирају у области ваздухопловства. Посматрајући беспилотне ваздухопловне системе, у ужем и ширем смислу, са нагласком на ужи смисао, а који се односи на проучавање постизања потпуне функционалности читавог система у задатим условима експлатације, што је и предмет овог истраживања.

Проблем и предмет истраживања чине формирање и развој адекватног функционалног модела који се не односи и не разматра само технолошко техничке појаве и погледе већ усваја и примењује и друге чиниоце који веома битно утичу на све фазе током животног века коришћења беспилотних ваздухопловних система (пројектовање, израда, експлоатација, одржавање, трошкови итд).

Предмет истраживања докторске дисертације је стварање новог модела за аутономно позиционирање и генерисање оптималних путања беспилотних ваздухопловних система при слетању. Процес истраживања потврдиће веродостојност новог модела у циљу побољшања карактеристика беспилотних ваздухопловних система у посебним експлоатационим условима током радног века.

Циљ истраживања је усавршавање система за аутономно позиционирање и генерисање оптималних путања беспилотних ваздухопловних система. Током израде докторске дисертације пажња ће бити усмерена на систематизацију постојећих података везаних за област беспилотних летелица при чему ће бити установљена методологија за верификацију резултата добијених током овог истраживања.

Беспилотне летелице (UAV - unmanned aerial vehicle ) имају веома дугу историју као идеја и прве летелице су направљене још почетком XX века. Међутим, права експанзија у развоју и примени беспилотних летелица почиње крајем XX и почетком XXI века и то претежно за реализацију обавештајно-извиђачких задатака и задатака навођења са идејом потпуне замене летелица са људском посадом. Употреба беспилотних летелица у цивилне сврхе је углавном минимална и то због великих трошкова експлоатације.

Иако су UAV замишљене тако да замене људски рад у пилотирању, управљању, вођењу, навигацији и тако смање трошкове мисија и осигурају безбедност људства то се до сада делимично остварило. Трошкови мисија су даље високи чак и за врло мале летелице скромних могућности. Висока цена употребе последица је високе цене коштања саме летелице и као високе цене њеног опслуживања. Цена коштања условљена је сложености опреме летелице која је неопходна да омогући аутоматску стабилизацију и навигацију летелице. Трошкове опслуживања летелице повећавају трошкови ангажовања великог броја високо обучених специјалиста потребних за лет летелице укључујући и пилота потребног у фазама полетања и слетања.

Циљ докторске тезе је пројекат оптималног избора режима лета UAV узимајући у обзир две веома битне компоненте за избор исте: тачност и поузданост. Ови проблеми решавају се интеграцијом изабраних концепата пројектовања и израде структуре летелице као и нових система који се користе као интегрални део читавог система UAV. Резултат је летелица са уравнотеженим тактичко-техничким захтевима, способна да обави све постављене задатке у области дејства.

Беспилотна летелица позната и као даљинско управљана летелица UAS (Unmanned Aircraft System) је летелица која лети без људске посаде на конструкцији ваздухоплова чија је највећа примена у реализацији војних и специјалних задатака. Неопходно је направити разлику између UAV и пројектила јер је UAV дефинисана као поново употребљива летелица,



без људске посаде, способна за контролисано и управљиво одржавање лета и покретана помоћу сопственог система пропулзије у свим фазама лета. Стога, крстареће ракете се не сврставају у категорију UAV, јер као многи други дириговани пројектили (оружје) није могуће да се поново употребе.

Постоји широк распон различитих UAV које се разликују по: по облику, величини, конфигурацији и карактеристикама. Историјски, UAV су биле једноставни дрoнови (drones - зујалице, трутови) даљински управљане, пилотиране летелице, али са константним повећањем самосталне контроле и управљивости. UAV углавном постоје у два контролисана облика и то: надзирање и управљање са удаљене локације и други: аутономни лет са унапред програмираним параметрима лета планираним помоћу сложених аутоматских динамичких система.

Данас, војна употреба UAV углавном се заснива на извршавању задатака извиђања али током последњих година све је интензивнија употреба у специјалним операцијама. UAV се такође користе и за цивилне потребе али веома ограничено и то углавном за потребе противпожарне заштите и у невојном сигурносном раду (нпр. надзор нафтовода итд). UAV се често користе за задатке који су сувише опасни за летелице са посадом или је пак коришћење класичног авиона превише скупо и ризикантно у случају губитка (пилота и/или авиона) у односу на бенефите које доноси реализација неког оперативног задатка.

Прва беспилотна летелица је била А.М.Ловс "Antena nizine Meta" из 1916. године. После тога уследили су бројни пројекти летелица које су даљински управљане као што су Hewitta-Sperry "Automatic airplane", током и након првог светског рата, укључујући први RPV (Remote Piloted Vehicle), који је развио ентузијаст Reginald Denny 1935. године. У Другом светском рату беспилотне летелице углавном је користила немачка војска за нападачке задатке.

Током рата између Израела и Сирије, сиријске противавионске батерије у Либану су нанеле тешке губитке израелском ратном ваздухопловству. Као последицу тога, Израел је развио прву модерну UAV. Сlike које су ове UAV послале са и иза линије фронта омогућиле су Израелу да потпуно неутралише сиријску противваздушну одбрану при чему није оборен ни један израелски авион. Експанзивни развој и минијатуризација нових примењивих технологија, које су се појавиле крајем 80-их и 90-их, су довели до радикалних промена у поимању места и улоге UAV у савременој војној теорији. У том периоду UAV се види као модел јефтинијег, способнијег борбеног средства које би могло бити употребљено без ризика за посаде авиона.

Шездесете године обележене константном ратном тензијом, малом толеранцијом према сопственим жртвама у сукобу и високо-технолошка индустрија су довели до тога да је Израел постао један од главних светских иноватора у области војне роботике. На тај начин главни циљ новог деловања на пољу војне технологије је контрола свих борбених средстава на бојишту и реализација борбених задатака без или са значајним смањењем ризика од људских губитака.

Данас преко 40 држава у свету поседује и развија технологију војне роботике. Сједињене америчке државе, као водеће у свету, заједно са остатком света улажу енормна финансијска средства и технолошке капаците у развој беспилотних летелица. Када су 2003. године САД напале Ирак у свом саставу су имале веома мали број беспилотних летелица. Данас САД трупе имају око 7.000 беспилотних летелица и 12.000 даљински управљивих борбених средстава на тлу који се користе за задатке извиђања, навођења, ваздушних удара, уклањања минско-експлозивних средстава итд. У 2009, Ратно ваздухопловство САД је први пут обучило и увежбало више кадрова за потребе опслуживања беспилотних летелица него за управљање авионима ловцима и бомбардерима.

Војни аналитичари сматрају да ће употреба класичног ваздухопловства бити временом усмерена на далекосежно стратешко деловање у неколико асиметричних сукоба

истовремено. У сукобима ниског интезитета, роботска возила ће омогућавати модерним конвенционалним војскама минимизирање предности противника, пораст процента преживљавања сопствених снага и повећање процента губитака код непријатеља.

После дуго времена беспилотне летелице преузимају на себе реализацију задатака који су до данас били углавном резервисани за летелице са посадом. У односу на летелице са посадом, оне имају две главне предности :

1. беспилотне летелице су драстично јефтиније у сваком сегменту, почевши од процеса производње до теренске употребе и одржавања;
2. код беспилотних летелица не постоји ризик по живот пилота;

Интезивна примена беспилотних летелица током последњих година је изазвана низом разлога. Данас је лако и јефтино доступна технологија која није чак ни постојала пре само неколико година. Такође, због великих проблема са техником и пилотима, у смислу обучавања, одржавања и потребних финансијских средстава, неумитно се прелази на страну беспилотне летелице.

Беспилотне летелице можемо посматрати као технологију која може променити начин вођења и победе у ратовима. Пример за ово представља данашња типична примена UAV на терену. Она кружи над задатом територијом, прикупља обавештајне податке, тренутно преноси информације у командни центар, а затим веома прецизно делује. На тај начин беспилотне летелице ће у наступајућем периоду добијати све већи значај.

Стандардна употреба UAV подразумевала је њихову употребу у мисијама извиђања и осматрања, али се оне данас користе и у улози и на начин које њихови дизајнери нису предвидели. Велика флексибилност и тактичко-техничке карактеристике беспилотних летелица довели су до тога да постоји мишљење да већину мисија које изводе авиони са посадама треба преbacити на беспилотне ваздухопловне платформе.

### **Улога и примена беспилотних летелица**

UAV се традиционално користе као средство обавештајне службе, надзора и извиђања. Међутим, недавно је њихова намена проширена мисијама наоружаног извиђања. Због успешне експлоатације беспилотних летелица у досадашњим ангажовањима, превасходно војним, непрестано се истражују могућности за нове примене. У САД се употребљава пет главних беспилотних летелица и користе се углавном за извршавање извиђачких задатака. Оне командним структурама пружају обавештајне податке (фото, видео, електронске итд) у реалном времену уз помоћ којих се доносе најбоље одлуке за поступање на терену.

Проширивање задатака у будућности односе се на заштиту границе, осматрање морских површина, заштита и контрола нафтовода и гасовода. Такође, ту спада и контрола и надзор транспорта посебно опасних материја (хемијске материје, радиоактивне материје итд), мерење зрачења на великим висинама атмосфере или за медицинске потребе. Такође, могу се користити у слабо насељеним областима за контролу шумских пожара или после природних катастрофа [1]. Земље попут Јужне Кореје и Јапана деценијама користе UAS за запрашивање пољопривредних усева [2].

Беспилотне летелице не представљају увек најбоље решење за нове задатке јер би неке од тих нових задатака могле да обаве и авиони са посадама. Обе платформе имају своје предности и мане тако да је неопходно пажљиво проучити све могуће импликације при примени једне или друге платформе. Авиони са посадом омогућавају флексибилну платформу, али код њих постоји ризик по животе пилота.

Сателити представљају изузетно напредне системе којима је главна предност у односу на друге системе нерањивост од напада и ометања. Међутим, веома компликован начин контроле, кретање и издавања задатака постају проблематични са становишта брзине, ефикасности и нарочито економичности. Веома високи трошкова лансирања и експлоатације сателита доводе до ситуације када у неким случајевима, беспилотна летелица Global Hawk, може обављати улогу комуникационог репетитора уместо сателита.

Да би се у потпуности схватили темпо и обим савременог увођења UAS у оперативну употребу посматраћемо случај Сједињених америчких држава. Ако анализирамо број летелица са посадом видећемо да су оне чиниле 95% свих летелица у америчким војним снагама 2005. године. Међутим, после убрзаног увођења беспилотних летелица у оперативно ангажовање, данас је број пилотираних летелица пао на 58% са тенденцијом даљег смањења [3].

### **Примена беспилотних летелица**

Беспилотне летелице имају веома раширену употребу при чему та разноврсна лепеза примене има тенденцију убрзаног проширења у складу са захтевима и потребама корисника.

Међутим, можемо издвојити две главне примене:

1. војна;
2. цивилна ( ваздушно снимање, електропривреда- контрола далековода, заштита границе, водопривреда – контрола водотокова, шумарство, рибарство, контрола пожара, пољопривреда – заштита усева итд);

Беспилотни ваздухопловни систем је систем који чини велики број подсистема, а састоји се од летелице - ваздухоплова, контролне станице, места лансирања, подсистема за подршку, комуникацију, транспорт итд. Ови системи имају исте конструктивне елементе као и ваздухопловни системи са посадом, али са том разликом што је летачка посада замењена електронско-обавештајним подсистемима. Остали елементи, као што су лансирање, слетање, комуникација, подршка, постоје и у пилотском и у беспилотном систему.

Беспилотна летелица лети ван видокруга оператора и има мањи или већи степен „интелигенције“. Оне су у стању да комуницирају са својим контролором и доставе податке са мисије као што су електрооптичке или термалне ТВ слике, заједно са информацијама о свом положају, брзини, смеру и надморској висини. Такође, оператер у сваком тренутку има податке као што су количина горива коју има, температура мотора или електронике итд. Уколико у неком делу система дође до грешке UAV аутоматски предузима корективне мере или упозорава оператора. Тако, на пример, у случају прекида везе UAV може бити програмиран да тражи алтернативни радио линк, да се врати у базу или може имати додатне програме који му омогућавају да одговори на начин „ако се то догоди, уради ово“.

Данас се убрзано ради на имплементацији вештачке интелигенције у беспилотне летелице да би им се омогућила способноста доношења одлука и на тај начин њихово аутономно деловање.

Терминологија за UAS се мењала како се мењао и њихов развој током времена. За беспилотне летелице се првобитно користио термин даљински пилотирано возило, али временом су се појавили беспилотни системи који су се кретали по земљи, води и у води. Због тога су се појавили други акроними за тачније дефинисање свих беспилотних система. Тако је UAV усвојен за беспилотне ваздухопловне летелице, а који у општем представља и UAS беспилотне ваздухопловне системе.

### **Категорије система засноване на типовима летелица**

Постоје различити критеријуми према којима су категорисане беспилотне летелице, али углавном то је према својој величини и техничким способностима потребним за

извршење задатка. Међутим, један систем се може користити на више различитих платформи за покривање различитих задатака што представља проблем за њихову класификацију.

Ипак све ово подложно је промени услед велике брзине технолошког напретка у области беспилотних летелица што омогућава скоковит напредак и разлику између две суседне генерације беспилотних летелица. Зато су категоризације релативне, подложне променама и данас се углавном корисити дефиниција која покрива низ система, од оних са распоном крила од 40 милиметра до 35 метра.

То су категорије:

- HALE (high altitude, long endurance) – лет на великој надморској висини, преко 15.000 м надморске висине и останак у ваздуху више од 24 сата. Ове летелице обављају изузетно дуготрајно (транс-глобално) извиђање и осматрање и све чешће су наоружане. Њима се управља углавном из ваздухопловних фиксних база.
- MALE (medium altitude, long endurance) - лет на средњој надморској висини, 5.000-15.000 м надморске висине и останак у ваздуху до 24 сата. Њихова улога је слична са HALE системима, али углавном делују на нешто краћим удаљеностима.
- TUAV (tactical UAV) – даљина употребе средњег домета између 100 и 300 км. Ови системи су мањих димензија и користе једноставније системе за њихову контролу и управљање.
- UAV CLOSE RANGE – се користе у мањим покретним војним формацијама и за различите цивилне потребе. Њихов радијус дејства је око 100 км и оне су најупотребљаваније беспилотне летелице и у војном и у цивилном сектору. Оне се користе за најразличитија праћења, навођења, одређивања циљева, обезбеђивање аеродрома, обале, инспекцију далековода, запрашивање пољопривредних култура, надзор саобраћаја итд.
- MUAV или Mini UAV - су беспилотне летелице испод одређене масе (која тек треба да се дефинише), вероватно испод 20 кг, али не тако мале као MicroAV, које могу ручно да се лансирају и са дометом до око 30 км. Такође, њих користе мобилне војне формације, а нарочито се користе за различите цивилне потребе.
- Micro UAV или MAV - је првобитно био дефинисан као UAV чији распон крила није већи од 150 милиметра. са примарном улогом за примену у урбаним срединама, посебно у зградама. За њих је потребно лагано кретање, по могућству лебдење. Да би се наведено омогућило спроводе се изузетно напредна истраживања у свим областима (материјали, напајање, погон итд.). Ова категорија UAV је веома осетљива на атмосферске турбуленције и падавине.
- NAV - Nano Air Vehicles – је величине семенке и користе се у ројевима за ометање радара, система камера итд.

Смисао беспилотних летелица базира се на идеји да су оне у предности у односу на летелице са посадом у неким сегментима употребе. То се види најочигледније у мисијама које су монотоне (досадне), прљаве или опасне. Такође, беспилотне летелице су далеко економичније током свог животног века. Неке од карактеристичних улога беспилотних летелица су:

Монотоне улоге	Задаци дуготрајног надзора представљају изузетно досадно и психички напорно ангажовање за посаду које доводи до губитка концентracије и смањења ефикасности мисије.
Прљаве улоге	Ово је нарочито видљиво у случајевима тешких хемијских или нуклеарних контаминација када нема излагања било каквом ризику посаде. Такође, у овој категорији је и запрашивање усева хемикалијама.
Опасне улоге	Испуњавајући војне мисије високог ризика, у подручјима која су веома

ризична, драстично се смањују евентуални губици у односу на пилотирану летелицу. Губитак пилотиране летелице се не огледа само у губитку летелице већ и у летачком особљу за које је потребно осим великих финансијских средстава за обуку и велико време обуке.

Прикривене улоге	У војним и цивилним полицијским операцијама постоје ситуације када је неопходно коришћење беспилотних летелица које неће бити откривене приликом извођења тих операција.
Еколошки важне улоге	Еколошки аспект се углавном односи на цивилне беспилотне летелице. Оне ће свакако мање загађивати околину од летелице са посадом јер су мање масе и троше мање енергије што доводи до смањивања емисије штетних гасова.
Економски разлози	Беспилотна летелица је мањих димезија од летелице са посадом тако да за исти задатак она представља далеко јефтине решење. Код њих су оперативни трошкови веома мањи јер су трошкови одржавања, горива, хангара и посаде мањи.

Беспилотна летелица представља интегрисан скуп више различитих подсистема од којих је сама летелица само један од њих. Веома је битно да се сваки подсистем једног UAV система посматра као његов саставни део, а не засебна целина. У функционисању читавог система не постоје мање важни подсистеми и потребно је узети у обзир све могуће захтеве и ситуације при дизајнирању беспилотне летелице. Уколико се беспилотна летелица пројектује без узимања у обзир, на пример, како ће се монтирати терет, лансирати, одржавати, обављати комуникација, накнадна изградња ових и сличних система доводи до смањивања њених тактичко-техничких карактеристика.

## UCAV сутра

Авионска технологија је у последњих двадесет година значајно напредовала и UCAV истраживање је имало веома великих користи од ових напредака. Велики део авионске и оружане технологија која се користити за UCAV слична је технологији која је била или јесте развијена за авионе. Такође, доступна је технологија минијатуризације, али оно што је веома важно је да технологије које нису лако доступне су технологије управљања, као што су побољшана веза за пренос, напредни софтвери (аутоматско препознавање циља итд). Иако су ове технологије доступне у одређеној мери оне нису ипак још увек доступне до нивоа који захтева оперативни рад UCAV. Ипак, највећи технолошки изазов ће бити интеграција свих освојених технологија у један целовит оперативан UCAV систем.

Гледајући у будућност UCAV ће перспективно бити флексибилнији и исплативији од крстарећих ракета, а мање ризични и јефтинији од авиона. Постоје, међутим, значајне предности које имају крстареће ракете и авиони са посадама у односу на UCAV. Оба типа летелица су проверене технологије и већ су инкорпориране у војне структуре.

Будућност за UAV је обећавајућа. Увођење нано технологије, побољшање мрежних система, сензора и безбедности, ће довести до нових иновација у унапређењу UAV. Будући UAV ће моћи да региструју специфичност ситуације и делују независно, са мало или нимало људског учешћа, истовремено драстично скраћујући време доношења одлуке [4].

Дугорочна визија UAV подразумева велики технолошки напредак и стављање у функцију вештачке интелигенције (AI - Artificial Intelligence) која ће омогућити беспилотним системима да доносе и извршавају сложене одлуке и задатке. Коришћењем AI може се

постићи пуна аутономија система при чему се смањује неопходно време за доношење одлуке и извршење задатка. Сложеност ситуације, идентификација циља, опис, број циљева, фактори средине, локације, колатерална штета, правила ангажовања итд., све набројано би се могло израчунати такође тренутно.

У перспективи будући беспилотни системи морају имати велике могућности изражене кроз модуларност, интероперабилност, интеграцију са системима са посадом и употребу напредних технологија. Они морају бити ефикаснији са већом аутоматизацијом, побољшањем перформанси и флексибилним могућностима употребе. Такође, неопходно је повећање вероватноће преживљава у опасним ситуацијама захваљујући побољшањима у системима комуникације и сигурности и дизајну читавог система. Потребно је смањење ангажованих снага за рад и подршку беспилотних система.

Кључна подручја за побољшање технологије беспилотне летелице, као једног интегрисаног мултифункционалног система, фокусирана су на развој и усавршавање свих њених системе и подсистеме.

### 1.1.1 Навигација и позиционирање

По дефиницији навигација је наука одређивања тачног положаја неког објекта, брзине и правца у ком се креће и његовог позиционирања у односу на окружење тако да се успешно реализује задата путања кретања од места А до места Б [5].

Навигација је древна вештина која је постала савремена сложена наука. Уопштено говорећи то је проналажење пута од једног до другог места при чему постоје разни начини помоћу којих се то може постићи. Најједноставнији начин навигације је да се следе дата упутства. У том случају даје се детаљно упутству како да се креће, којим путем, где да скреће итд. Ако желимо да унапредимо ову методу можемо додати мапу. У том случају појављују се додатне информације, реке, путеви, планине, итд. Путник у том случају може одредити свој положај упоређујући стање на терену са приказом на мапи. Тај положај се може дефинисати у односу на географске карактеристике, ширину и дужину, што је референтни систем. Референтни систем је онај систем са којим се упоређује тренутно стање неког тела или другог система. На пример, положаји у простору на терену се дефинишу у односу на Земљину ширину и дужину.

Ово није јединствена метода и могу се за посматрање одабрати други објекти или природне појаве за одређивање положаја. Једна од тих техника је древна техника посматрања одређених непокретних звезда на које се може повезати положај. Фиксне звезде дефинишу референтни систем који је непокретан у простору. На основу знања о кретању Земљине кугле и времена посматрања, могуће је користити небеска мерења за дефинисање положаја на површини Земље.

Највећи проблем приликом пловидбе морима и океанима је немогућност утврђивања тачног времена за одређивање географске дужине. Географска ширина се лако одређивала помоћу небеских тела, међутим други део је зависио од тачног времена посматрања. Проблем је решен у XVIII веку у енглеској када је John Harrison пронашао хронометар за тачно мерење времена на броду.

Алтернативни приступ је употреба принципа „dead reckoning“ по коме се тренутни положај може израчунати из познавања почетног положаја и мерења брзине и правца. Процес израчунавања почиње узимањем последњег познатог положаја и времена у коме је добијен уз примену просечне брзине и правца од тог времена и тренутног времена. Брзина мора бити разложена да би се добиле компоненте брзине. Свака компонента се помножи са временом које је протекло од последњег положаја да би се променила позиција. Коначно, промене позиције сумирају се са почетним положајем да би се добила тренутна позиција. Еквивалентни поступак може се извести помоћу инерцијалних сензора - жirosкопа и

акцелерометара - да се региструје ротационо и транслационо кретање у односу на инерцијални референтни систем. То је познато као инерцијална навигација.

За лет авионом од полазног аеродрома до тачке иза хоризонта, потребна му је навигација помоћу навигационих карти и компаса при чему прелазак из једне тачке у другу представља проблем удаљености и правца [6].

Компас је навигациони инструмент за оријентацију. Састоји се од магнетске игле која се слободно креће, ротира око осе, и усмерава према магнетском пољу Земље. На компасу су обележене четири стране света: север, југ, исток и запад. Вредност компаса је у томе што нам игла даје фиксни правац (правац север) из којег меримо правац кретања и упоређујемо са навигационом картом.

### Навигација може бити:

1. Заснована на оријентирима;
  - а. Камење, дрвеће, споменици - ограничена локална употреба;
2. Заснована на радиосигналима;
  - а. LORAN, OMEGA - подложно је радио сметњама, ометању, ограниченом скривању;
3. Небеска навигација;
  - а. Звезде, Месец - компликовано, ради само током ведрих ноћи
4. Заснована на сензорима;
  - а. Жироскоп, акцелерометар, компас - компликовано, грешке се брзо акумулирају;
5. Сателитска навигација или GNSS ;
  - а. TRANSIT, GPS, GLONASS, GALILEO, QZSS, BEIDOU (COMPASS), IRNSS - глобално, тешко ометати, висока тачност

Улога коју модерна навигација, управљање и контрола играју у развоју и унапређењу области цивилног и војног ваздухопловства континуирано се шири од настанка овог вида технологије. Имајући у виду да се ова област убрзано развија и добија све већу важност томе је посвећен велики број научних истраживања.

Савремени системи су развијени током решавања великих такорећи „нерешивих“ проблема у ваздухопловству нарочито од средине педесетих година прошлог века. Тада је Совјетски Савез успешно лансирао први вештачки сателит у Земљину орбиту. Пројекти развијани током шездесетих година прошлог века омогућили су велике теоријске и системске пробоје. Резултат су нова теоријска и инжењерска решења која су омогућила интезиван развој ваздухопловне и свемирске технологије до данашњих дана.

Неки од тих концепата нашли су своју фундаменталну примену у решавању реалних инжењерских проблема током шездесетих година прошлог века као што су рекурзивни процењивач минималног одступања, познат под називом Калман-Буци филтер, концепти временског домена који се односе на поље линеарне алгебре и вероватноће итд.

Истраживање ових области омогућила су дизајнирање оптималних путања летелица и у разним варијацијама користе се и данас. Међутим, резултати успешног решавања проблема везаних за ваздухопловство су убрзо нашла примену и у другим областима као што су медицина, индустрија производња и управљање енергијом, нуклеарна технологија итд. Као пример можемо навести област медицине у којој је ова теорија нашла велику примену. Калманов филтер једна је од најмоћнијих метода за анализу временских серија, а веома је корисна у разним подешавањима [7], укључујући детекцију одбацивања трансплантације бубрега [8].



Једна од најактуелних области истраживања беспилотних летелица је њихово позиционирање ради безбедног и успешног кретања у простору. Постоји велики број истраживања разних техника и технологија али се фузија више различитих сензора показала као добро решење овог проблема. Тако за навигацију на отвореном, фузија GPS (Global Positioning System – Глобални Позициони систем) и INS (Inertial Navigation System – Инерцијални Навигациони Систем) система помоћу техника филтрирања исправља грешке и повећава прецизност позиције која је неопходна за мисије UAV. Међутим, GPS постаје потпуно нефункционалан у затвореним просторима или када је сигнал ометан. У том случају неопходне су алтернативне методе позиционирања за успешан лет летелице које користе друге сензоре као што су камере, LiDAR (Light Detection and Ranging), IMU (Inertial Measurement Unit), кинематски систем глобалног позиционирања уз примену Калмановог филтера и других техника и алгоритама [9].

Током развоја оперативних могућности беспилотних летелица јавила се потреба за значајним повећањем њиховог нивоа аутономије, перформанси, поузданости и интеграција са ваздушним простором у коме се налазе друге летелице. Зато се и фокус истраживања померио са система моделирања на ниво планирања мисије, надзора и избегавања судара у зависности од ограничења мисије. У том случају летелица мора да испуни високе захтеве перформанси и маневарских способности што изискује високу флексибилност и велике могућности генерисања путање и навођења. Ово се постиже проширивањем могућности аутопилота развојем напредних алгоритама за 3D планирање путања и избегавање препрека [10].

### Системи навигације

У области навигационе технике беспилотних летелица, током њиховог развоја и технолошког унапређивања, углавном су се користили и користе следећи системи навигације:

- LORAN, - навигације дугог домета;
- Celestial tracking, - небеска навигација;
- GPS, - глобалног система за позиционирање (ГПС);
- INS, - инерцијални систем за навигацију (ИНС);
- TERCOM (Terrain Contour Matching) - подударане контура терена
- DSMAC (Digital Scene-Mapping Area Correlator), Дигитални корелатор области за мапирање сцене

#### 1.1.1.1 LORAN ( Long Range Navigation)

Навигација са дугим дометом (**LORAN** - long range navigation) је импулсни хиперболички навигациони систем који одређује положај пријемника пријемом радио сигнала са фиксних позиција радио предајника [11]. LORAN систем чине објекти на копну, пријемник и одговарајуће карте. Копнени објекат се састоји од три или више предајних станица које су међусобно удаљене и више стотина километара. Један од предајника назива се главни док су други предајници секундарни. Систем функционише на тај начин што главни предајник емитује радиосигнал. Секундарне станице, удаљене 300 до 500 км, аутоматски преносе сопствене сигнале, одржавајући фреквенцију и трајање пулса у складу са сигнаlima примарне станице. Секундарна станица одржава фиксну временску разлику између пријема сигнала главног предајника и слања свог. Разлика у времену доласка два импулса лоцира летелицу негде на кривини (хипербола) чија се тачка налази на константној

разлици у размаку између станица.. Додавање друге секундарне станице лоцира летелицу на другој хиперболи, тако да се њен положај може фиксирати на пресеку ове две хиперболе.

LORAN систем навигације не омогућава велику тачност положаја па се зато ограничено примењује у области савремене навигације беспилотних летелица.

### 1.1.1.2 Небеско праћење - Celestial tracking

Приликом коришћења небеске навигације положај летелице се одређује посматрајући познате звезде, планете, Сунце и Месец [12]. Небеска навигација користи се широко за одређивање географске ширине и дужине у одређено време помоћу одређивања надморске висине небеских тела. Удаљене звезде су извори електромагнетног зрачења и на тај начин пружају могућност добијања положаја пријемника. Положај пријемника се одређује посматрањем удаљених звезда са секстантом, коришћењем звезданих карти и хронометром. Приступ заснован на графикону, који су развијени у прошлом веку, преводи свако посматрање небеске висине у линију положаја (ЛП) на површини Земље. У принципу, серија мерења дефинише групу пресека (ЛП) и тај пресек представља положај посматрача. Небески објекат се прати телескопом и телескоп мора да буде тачно усмерен ка звезди. Међутим, телескоп није преносив у компактном систему и неопходно је прецизно подешавање мерења да би се добила тачна процена положаја. Штавише, метода је применљива ноћу са ведрим небом. Стога је праћење небеске навигације погодно за процену положаја базних станица које ће се користити као LORAN или друге базне станице.

### 1.1.1.3 Global Positioning System - GPS

Глобални систем за позиционирање (GPS - Global Positioning System) је Глобални навигациони сателитски систем (GNSS - Global Navigation Satellite Systems) који је развило Министарство одбране САД као део сателитског програма NAVSTAR.

Сателитска навигација као идеја појавила се почетком шездесетих година прошлог века на захтев америчке морнарице да се направи високо прецизни навигациони систем. Систем се звао Navy Navigation Satellite System или скраћено TRANSIT. Због ограничених навигационих могућности подморнице су морале да ажурирају свој навигациони систем да би утврдиле тачан положај. Међутим, захтев за великом тачношћу у одређивању лансиране позиције интерконтиненталних подморничких балистичких ракета (SLBM) довео је до покретања одговарајућег програма америчке морнарице.

Први GPS систем представљен је 1978.г и чинило га је 12 сателита, док се друга генерација система састојала од девет сателита који су у орбиту лансирани до 1990. године.

Потпуно оперативни GPS (од 28. марта 2000. године) чини 24 или више активних сателита који су распоређени у шест кружних орбита са по четири или више сателита. Орбите су нагнуте под углом од  $55^\circ$  према екватору и одвојене су једна од друге вишеструким смеровима успона од  $60^\circ$ . Орбите су негеостационарне и приближно кружне, са радијусима од 26.560 км. Теоретски, три или више GPS сателита ће увек бити видљиви са већине тачака на земљиној површини, а четири или више GPS сателита могу се користити за одређивање положаја посматрача било где на земљи 24 сата дневно [13].

Иако је првобитна сврха GPS била војна, цивилна употреба GPS технологије почела је 1993. године [14]. Сигнал доступан цивилним корисницима имао је намерну грешку (деградацију) која се зове селективна доступност. Ниво тачности био је ограничен на хоризонтални положај од 100 м (95% вероватноћа) и 140 м вертикалног положаја (95% вероватноћа) [15].

Поред САД, друге су земље развиле различите системе за своје потребе. То су GALILEO као европско решење, руски ГЛОНАСС (Глобални навигациони сателитски

систем), BeiDou навигациони сателитски систем (BDS) Кине, DORIS (Doppler Orbitography and Radiopositioning Integrated by Satellite) који је француски, Индијски регионални навигациони сателитски систем из Индије и Quasi-Zenith Satellite System (QZSS) из Јапана.

#### 1.1.1.4 GLONASS - ГЛОбальная НАвигационная Спутниковая Система

**ГЛОНАСС (ГЛОбальная НАвигационная Спутниковая Система)** је глобални навигациони сателитски систем створен као одговор бившег СССР на GPS технологију САД. Руски ГЛОНАСС је веома сличан GPS и упркос лансирању сателита почетком осамдесетих година прошлог века, систем је званично проглашен оперативним тек 1993. Године. У другој половини 1996. године Међународна организација цивилног ваздухопловства (ICAO) и Међународна поморска организација (ИМО - International Maritime Organization) прихватиле су предлог Владе Руске Федерације да се систем ГЛОНАСС користи у цивилне сврхе.

#### 1.1.1.5 GALILEO

Велики напредак у европској ваздухопловној индустрији у областима производње, лансирања, управљања, контроле и сервиса приметан је у последњих 20 година. Овај напредак учинио је да европски производи буду конкурентни у трансевропским пројектима и развоју Међународне свемирске станице. Међутим, један од највећих технолошких изазова је способност развоја и примене система за навигацију **GALILEO** од стране Европске свемирске агенције (ESA - European Space Agency). GALILEO је замишљен као цивилни међународни навигациони систем у чијем су развоју укључене Кина и Индија.

Сателитски навигациони систем GALILEO чини 30 сателита (27+3 сателита у резерви уколико један престане са радом) са геостационарним орбитама (23,260 км), Овај навигациони системима мође да одреди положај тела са тачношћу од 4 метра.

#### 1.1.1.6 Инерцијални навигациони систем (Inertial Navigation System - INS)

Функционисање инерцијалних навигационих система је директно повезано и зависи од закона класичне механике који је 1687. године формулисао енглески научник Исак Њутн. Њутнов први закон нам говори да свако тело остаје у стању релативног мировања или кретања, све док га акција или деловање другог тела не примора на промену тог стања. Такође, сила ће произвести пропорционално убрзање тела [16].

С обзиром да можемо да меримо убрзање тела, могуће је израчунати промену брзине и положаја тела извођењем узастопних математичких интеграција убрзања током времена. Убрзање се може одредити помоћу акцелерометра.

Структурни инерцијални навигациони систем обично се састоји од три акцелерометра од којих сваки детектује убрзање у једном правцу. Осовине акцелерометра нормално се постављају једна преко друге, тј. налазе се под правим углом једни према другима. Да бисмо се кретали по нашем инерцијалном референтном систему, потребно је да следимо правац у коме су усмерени акцелерометри. Ротациона кретања тела за инерцијални референтни систем могу се у било које време открити жirosкопским сензорима и користити за одређивање оријентације акцелерометара. На основу ових информација могуће је поставити убрзања у референтном систему пре него што се догоди процес интеграције.

Инерцијална навигација је процес којим се информације које дају жirosкопи и акцелерометри користе за одређивање положаја тела у које су уграђени. Комбинацијом два скупа података могуће је дефинисати транслационо кретање тела унутар инерцијалног референтног система и на тај начин израчунати његов положај у њему.

Инерцијални системи су за разлику од других навигационих система потпуно

аутономни унутар тела, тј. не зависе од преноса сигнала из тела или околине. Веома важна карактеристика инерцијалног навигационог система је познавање тачних података на почетку навигације. Инерцијална мерења се користе за добијање процена промена положаја које се након тога крећу током покрета. Систем делује мерењем кинематских параметара покретног објекта са шест степени слободе, три транслације (дуж три осе) и три ротације (око њих). Користи се за навигацију на покретним објектима као што су бродови, авиони, подморнице, вођене ракете и свемирске летелице.

Инерцијални систем навођења дизајниран је тако да авион лети унапред одређеном путањом. Авионом управљају самостални аутоматски уређаји који се називају акцелерометри. Акцелерометри су инерцијални уређаји који мере убрзање. Приликом управљања авионом они мере вертикална, ротациона и уздужна убрзања контролисане летелице. Авион после полетања може врло прецизно да поправи путању лета.

Током лета, непредвидиве спољашне силе, попут ветра, утичу на авион, изазивајући промене у његовом кретању. Ове промене преносе се на ваздухоплов који користи свој рачунар да би направио неопходне прорачуне и одредио тачан положај на основу нових улазних података. У последње време, међутим, инерцијални системи су комбиновани са GPS како би се прецизније померали авиони.

Међутим, чак и са најбољим инерцијалним системима, авиони се сусрећу са феноменом који се назива „дрифт“ [17]. То су мале грешке убрзања и угаоне брзине које се интегришу у прогресивно веће грешке у брзини које су састављене са још већим грешкама у положају. Најбољи акцелерометри имају кумулативну грешку од 50 метара на 17 минута.

С тим у вези, инерцијални навигациони системи се обично користе заједно са неким другим навигационим системима. Ово повећава тачност система у вези са коришћењем само једног навигационог система.

#### 1.1.1.7 Terrain Contour Matching - TERCOM

Земаљска навигација (**Terrestrial Navigation - TAN**) је техника за одређивање положаја летелице током лета, упоређивањем профила терена испод ваздухоплова са мапом висине која је смештена у меморији рачунара.

**TERCOM (Terrain Contour Matching)**, подударане контура терена, је најпознатији TAN систем и развијен је за вођење крстарећих ракета амерички војних снага.

TERCOM систем значајно повећава тачност ракета у поређењу са инерцијалним навигационим системима (INS) и на тај начин омогућава постизање циља, а да противничким снагама даје веома мало простора односно времена да их открију. Систем TERCOM прве генерације имао је грешку реда од неколико стотина метара.

Предност система TERCOM је тачност која не зависи од дужине лета. Њихова апсолутна тачност заснива се на тачности информација о радарском мапирању која је обично унутар једног метра и способности процесора да брзо упореди податке висиномера и мапе у меморији рачунара [18]. Недостатак овог система је потреба да се планира целокупна маршрута кретања и смести у меморију рачунара, укључујући почетни положај.

TERCOM је врста корелације заснована на упоређивању измерених и забележених карактеристика профила терена преко којег авион лети при чему је висина терена основа поређења. Референтни подаци о надморској висини терена чувају се у рачунару авиона у облику матрице дигиталних бројева. Систем TERCOM профила састоји се од радарског висиномера и референтног сензора надморске висине, барометра.

У ствари, он одређује локацију ваздухоплова у ваздуху у односу на терен преко кога летији, дигиталном корелацијом измереног профила терена са подацима у меморији рачунара. Може се користити у било које доба дана и ноћи, у свим временским условима, у условима јаким електронских сметњи и летовима на малој висини.

### 1.1.1.8 Digital Scene-Mapping Area Correlator - DSMAC

Савремени системи имају скоро неограничене могућности складиштења података, а постојећи програми могу обављати велики број израчунавања и синтезу података..

Дигитални сценски корекцијски снимак подручја (**Digital Scene Mapping Area Correlator – DSMAC**) је техника која се показала врло успешном у навигацији аутономним беспилотних летелица и често се комбинује са TERCOM као системом вођења, омогућавајући веома прецизне нападе.

Да би се тачно кретао одређеном путањом, ваздухоплов мора да одреди и поправи свој положај на њој. За постизање овог задатка развијено је неколико различитих техника. Једна од њих је техника поређења оптичких слика изнад терена са сликама референтне мапе у рачунарској меморији, која је направљена током планирања мисије пре полетања и коришћена са навигационим системима TERCOM и DSMAC.

DSMAC пружа веома прецизно позиционирање и зато се користи у борбеним операцијама за уништавање такозваних тачкастих циљева конвенционалним бојевим главама. На тај начин, са великом прецизношћу, избегавају се велика уништавања и колатерална штета.

DSMAC планирање лета има две фазе. Прва фаза је пружање података потребних за ажурирање DSMAC за лет. Друга фаза је планирање операције са процењеном вероватноћом тачног ажурирања како би се достигао циљ.

За терен изабран за ажурирање DSMAC, припрема се оптичка слика сиве нијансе која се затим претвара у бинарни облик. Користећи корелацију и обраду слике, DSMAC одређује тачан положај. Када се летелица приближи одређеном терену, DSMAC прави више снимака с мале висине дуж путање који се корелирају помоћу мапе.

## 1.2 Историјски развој

Историјски гледано прво помињање неког облика беспилотне летелице, у војном смислу, било је у другом веку пре нове ере. Тада је древни кинески генерал Хан Хсин користио змајеве да лете изнад опкољеног града да би одредио удаљеност за тунел који је копала његова војска испод опкољених градских бедема [19].

Прва историјски забележена употреба беспилотне летелице (уређаја) била је готово 100 година пре првог лета авиона браће Рајт. То се догодило 1806. године од стране лорда **Thomasa Cochрана**, адмирала енглеске флоте. Он је као капетан брода HMS Pallas лансирао змајеве ка француској територији који су носили пропагандне летке. Тек 43 године касније десила се прва употреба беспилотне летелице за вођење борбе током ратних дејстава 1849. године [20]. Те године, 22. августа 1849. године, Аустрија је током опсаде Републике Венеције употребила 200 балона пуњених врелим ваздухом, који су носили бомбаме за бомбардовање Републике Венеције. Учинак ове акције био је веома скроман.

Никола Тесла је у својој 41. години поднео свој први патент бр. 645576 из области радија. Годину дана касније он је америчкој војсци приказао модел брода који је био даљински контролисан путем радио сигнала.[21].

Појавом пилотораних авиона дошло је до препорода и идеје беспилотног летећег апарата, а да то нису балони. Научници, војни стратези и проналазачи су увидели огроман потенцијал авиона као платформе за беспилотну летелицу. Међутим, велики технолошки проблеми у области аутоматике, навигације, управљања, материјала итд. поставили су тешке задатке који су морали да се реше да би идеја ефикасне употребе беспилотне летелице у аутономном режиму рада била реализована.

Ипак беспилотна летелица за коју се може рећи да је то била у правом смислу речи је А.М.Ловс "Aerial Target" („Ваздушна мета“) из 1916. Године. После тога уследили су бројни пројекти летелица на даљинско управљање.

После завршетка Првог светског рата америчка војска је наставила са својим истраживањима, а британци су произвели усавршени модел радиоуправљиве беспилотне летелице под називом "DH.82B Queen Bee". "Queen Bee", матица у преводу са енглеског језика, је довела до касније опште прихваћеног назива за беспилотне летелице, дрон или зујалица.

Од стране нацистичке Немачке од 1939. године је развијана прва немачка беспилотна летелица V-1 (Фау 1) или Летећа бомба. То је била прва крстарећа ракета у историји која је настала ради превазилажења све већих проблема на фронту. У том правцу немачки инжењери праве технолошке искорак и убрзано освајају нова и иновативна техничко-технолошка решења у дизајнирању новог оружја.

Напредна технологија седамдесетих и осамдесетих година прошлог века унапредила је велике, непоуздане, нетачне крстареће ракете произведене педесетих и шездесетих година прошлог века у другачије крстареће ракете и беспилотне летелице. Побољшања у моторима, горивима, материјалима и новим технологијама су утицала на ову промену. Као што је показано, један од сталних проблема током развоја програма беспилотних летелица и крстарећих летелица били су нетачни, непоуздани, велики и тешки системи вођења. Међутим, значајна побољшања у инерцијалним и рачунарским системима довели су до нових могућности. Током времена перформансе рачунара су се експоненцијално мењале. Они су постајали све мањи, а перформансе све боље.

Примарна намена иницијалне генерације беспилотних летелица била је надзор и извиђање, али касније оне добијају и наоружање (на пример MQ-1 *Predator*, који је користио AGM-114 *Hellfire* пројектиле ваздух-земља). Наоружана беспилотна летелица је позната као беспилотна борбена летелица **UCAV – unmanned combat air vehicle**. Своју примену налази у разним операцијама тражења и спашавања на великим просторима (земљи и мору) итд.

Развој беспилотних летелица са опремом коју носи добија на интензитету и значају у складу са информацијама и подацима које обезбеђују на новом високом нивоу у релном времену без ограничавања у времену и даљини дејства.

Крајем седамдесетих и осамдесетих година прошлог века Израел је развио SCOUT и PIONEER беспилотне летелице. Оне су представљале велики помак ка лакшем моделу беспилотних летелица који се и данас користи.

Током експлоатације беспилотних летелица приликом извршења оперативних задатака јавиле су се потребе за смањивањем њихових димензија. Веома брз технолошки развој на свим пољима, у последњих двадесетак година, омогућили су импресивне продоре. Тако су настали нови типови беспилотних летелица, минијатурне беспилотне летелице (Small UAV), са напредним перформансама и функцијама [22].

### 1.3 Полазне хипотезе

Полазна хипотеза докторске дисертације је да развој скалабилног система за аутоматско позиционирање и генерисање оптималних путања при слетању беспилотних ваздухопловних система може допринети унапређењу перформанси и експлоатационих карактеристика ових аутономних система.

У наставку се наводи део актуелних референци која се бави предметном проблематиком која је референтна за ову докторску дисертацију. Аутори рада [23] баве се контролом положаја беспилотних летелица са вертикалним полетањем и слетањем (Vertical Take-Off and Landing (VTOL) Unmanned Aerial Vehicles (UAV) без мерења линеарне брзине при чему се користе својства каскаде транслационе и ротационе динамике за постизање

глобалне асимптотске стабилности целог система затворених петљи. Интеграција више различитих система је дата у литератури [24] и [25] где су разматрани системи интеграције рада GPS/INS и кооперативно навођење више летелица. У радовима [26], [27] и [28] уводе се нови математички модели за одређивање оптималних путања беспилотних система.

Интеграција података добијених од више различитих сензора је проширена истраживањима [29], [30] и [31]. Током времена за одређивање оптималних путања беспилотних система посвећен је велики број истраживања. У том смислу разматране су најразличитије идеје као што су: употреба сателитских слика [32], вишеобјектно планирање путања [33], генерисање трајекторија у реалном времену из библиотеке претходно дефинисаних кретања [34], векторисање потиска [35], групно кретање [36]. Коришећење савремених математичких теорија омогућило је инвентивне методе навигације и одређивања оптималних трајекторија лета беспилотних система [37] и [38].

Даљи развој и интеграција техничких карактеристика система, сензора и нових математичких истраживања омогућили су стварање нових моћних интегрисаних система који су разматрани у [39] - [42]. Сасвим нова истраживања која се интезивно спроводе у свим друштвеним и техничким сферама савременог живота отварају нове готово неслућене могућности непрестаног усавршавања постојећих система кроз најразличитије интеграције и синергије [43] - [45].

На тај начин, уочен је простор за проширење методологије и нових приступа за одређивање оптималних путања и успешну навигацију беспилотних ваздухопловних система.

## 1.4 Научне методе

Током истраживања користиће се научне методе које су карактеристичне за ужу научну област ваздухопловства. Приликом проучавања и разматрања проблематике у процесу доношења валидних закључака примењиваће се:

- Метаксхеуристичке методе оптимизације;
- Нумеричке методе симулације и анализе;

## 1.5 Научни допринос

Према одређеним циљевима докторске дисертације и постављеним хипотезама, употребом дефинисаних метода, очекује се да докторска дисертација на предложену тему пружи следеће научне доприносе:

- Развој новог генерализованог модела позиционирања беспилотне ваздухопловне платформе у завршној фази лета. Тако успостављен модел, омогућиће формирање софтвера за повећавање тачности система позиционирања при кретању беспилотних ваздухопловних система;

- Развој методологије за корелацију конфигурисања система позиционирања беспилотних ваздухопловних система и захтеване разматране класе тачности система позиционирања;

- Генерисање нумеричког модела оцене грешке система позиционирања беспилотних ваздухопловних система у зависности од параметара лета и конфигурације система позиционирања;

- Успостављање методологије концепцијског пројектовања система позиционирања комплексних система беспилотних ваздухопловних платформи са пратећом софтверском надоградњом у циљу унапређења летних карактеристика, енергетске ефикасности,



безбедности и интегритета ваздухопловних платформи у посебно захтевним режимима експлоатације;

Научни доприноси резултата истраживања током израде докторске дисертације ће бити верификовани и од стране домаће и међународне стручне јавности публикавањем у референтним међународним часописима високог импакт фактора.

### **1.6 План истраживања и структура тезе**

У иницијалној фази израде докторске дисертације биће извршен преглед доступне релевантне литературе која се бави сличним и сродним истраживањима са освртом на теоријске приступе и остварене резултате.

Фазе даљег рада су следеће:

- Развој модела ваздухопловног беспилотног система;
- Израда нумеричког модела, нумеричке платформе и експерименталног система који ће се користити за разматрање;
- Обрада и анализа добијених резултата током експеримента;
- Верификација добијених резултата;
- Дискусија и израда закључка;

Општа структура предложене докторске дисертације би требала да садржи следећа поглавља:

- 1) Увод
- 2) Осврт на постојећа истраживања
- 3) Теоријске основе
- 4) Нумерички модел
- 5) Експериментална верификација
- 6) Дискусија
- 7) Закључак
- 8) Литература
- 9) Прилози



## 2. Осврт на постојећа истраживања

За решавање проблема кретања UAV у аутономном режиму у било којој реалној ситуацији на терену данас се разматрају најразличитије технике и технологије које користе најновија знања из свих домена савремене науке. У решењима се разматрају најновија достигнућа и знања из области техничких, природно математичких, медицинских, биолошких наука итд.

У раду [23] група аутора је проучавала контролу положаја беспилотних летелица са вертикалним полетањем и слетањем (Vertical Take-Off and Landing (VTOL)) Unmanned Aerial Vehicles (UAV) без мерења линеарне брзине при чему се користе својства каскаде транслационе и ротационе динамике. У овом случају сила је виртуелни управљачки улаз за транслациону динамику из кога се потом добија потребно (жељено) стање система. Управљачки обртни момент је дизајниран на такав начин да контролише тј. управља стварним стањем система до постизања жељеног стања. У циљу превазилажења потребе за линеарном брзином уведене су помоћне променљиве. Такође, постигнута је глобална асимптотска стабилност целог система затворених петљи.

Циљ овог истраживања је све веће интересовање заједнице за операције контроле уз употребу беспилотних летелица за надзорне, претраживачке, спасилачке и друге мисије. Битна карактеристика ових летелица је захтев за стационарним летом. Веома је важно да су за поуздан аутономан лет неопходни ефикасни системи контроле положаја и стабилности, а то је било предмет проучавања у претходном периоду. Углавном, ради превазилажења проблема развијено је више решења као што су повратне методе линеаризације, технике клизања итд. Брзине се приближно добијају од GPS (Global Position System) сензора док у случају где GPS није доступан (у затвореним просторима, кањонима, шумама итд), постоји неколико техника за добијање положаја беспилотне летелице. Једна од њих је комбинација инерцијалног сензора са видео системом или коришћење мреже ултра широкопојасне мреже пријемника који прате велики број малих предајника на тој мрежи. У овом случају глобална асимптотска стабилност је представљена посебним дизајном транслационог и ротационог управљања уз приказ система затворене петље.

Ако је линеарна брзина позната и доступна за повратне информације, изучавана стратегија у овом раду се може лако променити за решавање проблема праћења путање VTOL-UAV.

Група аутора [24] је проучавала интеграцију GPS и инерцијалног система навигације. Захваљујући повећању броја цивилних операција у системима контроле и надзора које се изводе помоћу беспилотних летелица, постоје разна решења за управљање сензорима и контролним функцијама беспилотне летелице. Пријемник глобалног сателитског система навигације (Global Position System GPS) је од пресудног значаја за квалитет система контроле. Међутим, прецизност GPS позиционирања битно је нарушена у урбаним срединама због инфраструктуре као последица ефекта вишеструких путања. Ефекат више путања се не може елиминисати, али може се ублажити. Један од начина за превазилажење овог проблема је систем интегрисања GPS навигације и инерцијалног навигационог система ( Inertial Navigation Systems INS). Међутим, аутори ове студије предлажу адаптивни Калманов филтер за подешавање буке коваријансе GPS мерења са различитим тачностима позиционирања. Веома важно је адаптивно подешавање на предложеном моделу класификације тачности који је "обучен" контролисаном методом машинског учења. Веома битно је нагласити да се у овом случају полаже на интерактивном учењу самог система у складу са подацима који се добијају помоћу адекватних алгоритама и претходно осмишљених сценарија.

У решавању проблема упоређују се перформансе позиционирања предложеног

адаптивног Калмановог филтера са конвенционалним Калмановим филтером и са решењем за позиционирање које пружа управљачки систем. Резултати показују да предложени адаптивни Калманов филтер може постићи бољу класификацију GPS тачности у односу на остале и побољшати позиционирање за отприлике 50%.

Комерцијална GPS решења за позиционирање су задовољавајућа за беспилотне летелице које лете стотинак метара изнад земље. Међутим, то позиционирање није довољно тачно за безбедно кретање у урбаним срединама са великом густином високих зграда. Једно од решење за овај проблем је интегрисање GPS са INS. У овој студији, позиционирање UAV побољшано интегрисањем GPS и INS, засновано је на конвенционалном Калмановом филтеру, алгоритмима машинског учења и моделима грешке позиционирања у предвиђеном подручју. На тај начин се може ефикасно идентификовати ниво грешке GPS и побољшати позиционирање беспилотне летелице.

Кооперативни навигациони приступ за беспилотне летелице (unmanned aerial vehicle UAV) који омогућава робусно и тачно одређивање положаја главне летелице која се налази у формацији са другим UAV је разматран од стране више аутора [25]. Предложена метода се заснива на продуженом Калмановом филтеру (Extended Kalman Filter EKF). Калманов филтер користи различита просторна мерења која долазе из пријемника глобалног сателитског система навигације (GPS) и видео система који су интегрисани са подацима инерцијалног и магнетног сензора. Фокус је постављен на спољашње окружење и идеја је да се повећа количина и врста информација, за одређивање позиције. Те информације су засноване на подацима добијених са више пријемних антена глобалног сателитског система навигације (група UAV) и видео система који су интегрисани са подацима инерцијалног и магнетног сензора. На тај начин систем са више летелица, где се разликују GPS и UAV праћење UAV-UAV, се користи за формирање додатног виртуелног навигационог сензора. Концепт и архитектура обраде су применљиви за било који број летелица и за различите архитектуре обраде GPS сигнала. Остварени резултати показују потенцијал развијеног приступа у смислу тачности и способности да се дају процене у реалном времену.

Интересовање за развој мини и микро беспилотних летелица је у великом порасту последњих неколико година, углавном због напретка у новим технологијама и њиховој минијатуризацији. Упркос технолошкој револуцији, мали UAV су ограничени у погледу покривености, поузданости и перформанси. Фокусирање пажње на навигацији за UAV на отвореном се обично заснива на интеграцији нискобуџетне авионике. То резултира тачношћу реда од 5–10 метара за положај. Директан приступ за тачну процену позиције се користи за авионику високих перформанси. Једно од решење за одређивање тачног положаја летелице је уградња двоструке GPS антене и фазна диференцијална обрада GPS сигнала.

У овом раду представљен је кооперативни оквир за побољшање UAV перформансе навигације, са нагласком на процену позиције. Предложени концепт, диференцијални GPS и видео систем су чврсто интегрисани у продуженом Калмановом филтеру који добија податке мерења од сваке беспилотне летелице појединачно. Предложени приступ у раду је фузија података. Ову фузију података омогућава свака беспилотна летелица опремљена камером за праћење других летелица а у циљу повећања тачности своје позиције преко својих GPS. Представљени приступ може се применити за било који број летелица, а чак и различита позиција се може користити као GPS информација. Текуће истраживачке активности се односе на имплементацију предложеног концепта са инерцијалним системом Micro-Electro-Mechanical System (MEMS) последње генерације и диференцијалну обраду GPS. Ова стратегија је конзистентна са најновијим технолошки водећим трендовима при чему се смањују трошкови.

Једно од истраживања планирања путање за UAV у реалном окружењу [26] разматра две методе за планирање путање беспилотне летелице (unmanned aerial vehicle UAV) у



реалном 3D окружењу. Ове две методе се разликују по томе што је једна of-line и тада спољни оператор бира путању којом ће UAV летети пре полетања, а друга је on-line и спољни оператор може током лета да модификује путању UAV у реалном времену. Друга метода је заснована на алгоритму A-Star, док је прва генетски алгоритам (ГА) који се широко користи у области вештачке интелигенције.

Метода заснована на алгоритму A-Star пружа јединствену путању, а алгоритам ГА пружа вишеструке путање користећи Парето фронт (Pareto front – Парето ефикасност) где је оптимална путања представљена у облику мулти-циљева. На тај начин се A-Star методом омогућава рад у реалном времену, а остваривање перформансе флексибилности постиже се са ГА методом. A-Star омогућава јединствену путању док ГА пружа вишеструке путање користећи Парето фронт. Путање морају задовољити динамичка својства летелице. У овом случају наведене методе уграђују 2D динамичка својства летелице и израчунава 2D путање. Трећа димензија која недостаје се израчунава помоћу рекурзивног алгоритма. У овом случају оптимална путања је представљена у облику мулти-циљева.

Ово истраживање је мотивисано развојем ефикасног оперативног система за UAV. Јердан од кључних елемената таквог система је постојање аутономне методе за планирање путања лета. Омогућавање аутономног израчунавање путање лета од почетне тачке до крајње тачке у 3D окружењу на терену је проблематика којом се бавило више истраживача, при чему се предлаже опсежан преглед техника планирања путања и кретања уопште.

У прошлости је квалитет путања био повезан са најкраћим путем и детерминистичким алгоритмима претраживања, попут A-Star. Данас је оптимална путања дефинисана у складу са више циљева као што су: дужина путање, просечна надморска висина, изложеност радару, излагање GPS, потрошња горива, итд. У литератури су проблеми планирања путања UAV привукли велики број алгоритама оптимизације као што су: алгоритам за решавање проблема најкраћих путања UAV на основу A-Star, вишенаменска верзија ГА итд. Други користе Безијерове криве са ГА да би израчунали путање које боље узимају у обзир динамичка својства UAV, употребу вибрационог генетског алгоритама за побољшање претраге и избегавања локалних препрека, развили су методу за планирање путања сателита на основу брзог истраживања алгоритма случајних стабала.

Овај рад разматра две методе за развој оперативног система за UAV. Једна метода је of-line и мора омогућити бирање путање пре полетања. Друга метода је on-line и мора омогућити модификацију путање у реалном времену током лета. За прву методу се користи ГА, а за другу A-Star. Оба алгоритма израчунавају 3D путању при чему алгоритми израчунавају прво 2D путању, а затим трећу недостајућу димензију.

Ове методе израчунавају 3D путање у стварном окружењу и узимају у обзир динамичка својства UAV. У овом раду се показује да је алгоритам заснован на A-Star погодан за планирање путање летелице у реалном времену. Такође, истиче вредност алгоритма ГА перформанси и флексибилан је јер способан да пронађе и искористи грешке у тактичкој ситуацији и предложи разна решења. Ове две методе се могу комбиновати да би добили потпуно оперативан систем. У таквом систему оператор може одабрати путању пре полетања UAV, а затим је може модификовати у реалном времену током лета помоћу A-Star методе.

У последњој деценији беспилотна летелица је употребљавана за разна истраживања. Сва истраживања захтевају планирање путања за обављање аутономних летова, као и одржавање фиксног нивоа лета у односу на земљу током снимања. У раду [27] представљен је приступ планирању мисије за UAV уз задржавање фиксног ограничења нивоа лета. Због тога се прави 3D окружење над планираном путањом.

Предложени приступ се заснива на Fast Marching Square (FM2) методи која одређује путању без препрека. У овом приступу укључују се два параметра за подешавање. Зависно од



вредности ових параметара ограничење нивоа лета може да се модификује као глаткоћа (равномеран, уједнашен, раван) и сигурност генерисаних путања. Симулирани експерименти спроведени у овом раду потврђују предложени приступ одређивања путање са одржавањем фиксног ниво лета изнад земље.

Беспилотне летелице су моћно средство за помоћ човеку са широким спектром примене. Потражња ових ваздушних платформи, познатих као дронови, заснива се на неколико фактора. Један од фактора је врста задатака (операције у опасним условима), док је други фактор њихова ниска цена у поређењу са другим конвенционалним платформама.

Ови нови алати, који могу бити аутономни и телеоперативни, користе се за управљање различитим кризама цивилног и војног сектора. Једна од области у којој се данас широко разрађује употреба UAV је ситуација после неке катастрофе. Друга област у којој је употреба UAV корисна је откривање и праћење пожара, надгледање усева итд. Сваки од ових задатака треба да снима видео записе или велики број слика тако да ће, према захтеву, морати да се планирају путање лета. Главни циљ у овом раду је планирање мисије коју треба да обави UAV у 3D окружењу, задржавајући лет на одређеној висини.

Различите технике планирања путања за беспилотне летелице проучаване су у многим радовима: Rapidly exploring random Tree (RRT) A\* and D\* Search алгоритми претраживања или Probabilistic Roadmap Method (PRM). Међутим, ови радови захтевају много интеракција. Осим тога, неки од ових приступа планирању путања не узимају у обзир ограничења лета, као што је терен који се прати на одређеној висини. У последњој деценији овај проблем је проучаван у неколико радова. У овом случају, алгоритам који се бира као планер је Fast Marching Square (FM2). Мала сложеност ове методе омогућава њену употребу у различитим областима планирања, као што су беспилотне летелице у 2D и 3D окружењу, пружајући оптималне путање у погледу глаткоће и сигурности.

Доприноси овог рада су следећи: (1) први пут се уводи FM2 метода за одржавања фиксног нивоа лета у односу на земљу; (2) мисија је оптимизирана у смислу сигурности и глаткоће приказивања приступа само једном. У овом раду представљен је нови приступ заснован на FM2 методу за планирање путање за UAV који одржава одређени ниво лета у односу на земљу. Ово планирање је спроведено у отвореном пољу са неравномерним тереном. Метода генерише оптималну путању у смислу глаткоће и сигурности од почетне до крајње тачке, избегавајући насип (препреку) на терену.

Два параметра прилагођавања  $p_1$  и  $p_2$  коришћена су за планирања путање у одређеним подручјима 3D мапе која је одређена одређеним нивоом лета. Као резултат, модификација  $p_1$  и  $p_2$  изазива варијације у ћелијама мапе брзине  $F$ , производећи њено осветљење или тамњење. Да би се одржала надморска висина над земљом дате су ћелије мрежне карте чија вредност је збир надморске висине терена и висине лета, док су остале ћелије затамњене. Сходно томе, планирање путање врши се кроз јасније зоне где таласни фронт FM2 има много више могућности да се прошири, одржавајући на тај начин одређени ниво лета.

У практичној примени, маса quadrotor беспилотне летелице је различита током времена. Ова временски различита маса утиче на управљачке перформансе. Аутора [28] решавају проблем математичког моделирања quadrotor беспилотне летелице са променљивом масом током времена. Кретање летелице описано је са нелинеарном динамиком са шест степени слободе. На основу утврђеног модела, узимајући у обзир проблем управљања праћењем положаја летелице, дизајнирана је шема управљања помоћу теорије управљања клизним начином рада (Sliding Mode Control SMC). Применом предложеног приступа добија се жељена путања са асимптотски стабиланом грешком праћења положаја.

Quadrotor беспилотна летелица се широко употребљава у војним и цивилним операцијама. То је једноставна и јефтина летелица. За њену примену је веома битан систем

управљања. Квадратор је експоненцијално стабилизован да би постигли транслацију и регулацију ротације, односно дизајниран је адаптивни контролер за обраду поремећаја изазваних инерцијом и непознатим аеродинамичким променама у тежишту. Главни допринос у овом раду се фокусира на следећа два аспекта:

1. За quadrotor са променљивом масом успостављен је прецизан динамички модел. Ова временски различита маса изричито се сматра динамиком транслационим и ротацијским кретањем квадратора. Штавише, аеродинамичке силе, моменти квадратора, изведена спољна сила и спољни обртни момент такође су тачно моделирани. То омогућава да се постављени модел приближи стварном quadrotor.

2. У погледу управљања постигнута је робусна контрола кретања положаја quadrotor са променљивом временском масом.

У овом раду је представљено математичко моделирање и проблеми контроле праћења положаја беспилтне летелице quadrotor који су подложни временским променама и прилагођеним законима контроле праћења положаја. Аутори су показали да је систем затворене петље асимптотски стабилан чак и у присуству масе која се разликује у току времена услед спољних поремећаја и непознате динамике.

Аутономна навигација UAV у оперативним условима представља проширења и практичну реализација новог приступа навигације и интеграцији сензора за мале беспилотне летелице. Предложени приступ [29] користи динамички модел летелице (vehicle dynamic model - VDM) као процесни модел у навигационом систему и обрађује податке из пријемника других сензора као што су: инерцијални, барометарски висиномер, пријемник глобалног сателитског система навигације (GPS) итд. У поређењу са конвенционалним приступом, који користи инерцијални навигациони систем као процесни модел, коришћење VDM не захтева додатни хардвер, али значајно побољшава перформансе навигације, посебно у случају искључења GPS. Експериментални резултати стварног лета на прилагођеној беспилотној летелици са фиксним крилима, као и симулацијама резултата Monte Carlo показују побољшање грешака у року од три минуте.

Овим радом се пружа проширење моделирања система беспилотне летелице узимањем у обзир глобалних ефеката (ефекти ротације и закривљености Земље) и интегрисања додатних аутономних система за навигацију (као што је барометарски висиномер). Такође, представља експерименталне резултате за процену перформанси предложеног система у оперативним условима у реалном времену

Рад пружа проширења за недавно предложени нови приступ аутономној навигацији и интеграцији сензора за беспилотне летелице. Поред тога, експериментални резултати представљени су упоредо са резултатима симулације Monte Carlo, који потврђује симулације и значајна побољшања у аутономној локализацији. Кључни концепт предложене методе је коришћење динамичког модела летелице у навигационом систему у концепту моделирање/процена. VDM даје додатне информације у модификацијама, што подразумева физичка ограничења динамичког понашања платформе, па се очекује значајно побољшање перформанси аутономне навигације.

Рад [30] представља хијерархијску архитектуру за генерисање кооперативних путања више беспилотних летелица са камерама као сензорима, које имају циљ да покрију зграде са оптималним временом у 3D урбаном окружењу.

Систем се састоји од централног слоја високог нивоа који врши анализу мисије и функцију расподеле задатака, пружајући информације које се преносе на беспилотне летелице, као и децентрализовани систем ниског нивоа да беспилотне летелице заузврат обављају функцију генерисања путање. Свака летелица скенира додељене зграде, а одговарајуће путање се добијају стратегијом паралелних кругова, методом транзиције временски оптималног навођења и интерферираним динамичким системом флуида као

методом за избегавање препрека. Предложена метода је верификована у различитим ситуацијама, а резултати симулације показују њену високу ефикасност са најкраћим временом за решавање проблема у сарадњи.

Најчешћи захтев који се поставља беспилотним летелицама је повећање аутономије у различитим ситуацијама са или без људске интервенције. У поређењу са једном беспилотном летелицом, аутономија и ефикасност групе летелица биће веома побољшана уз међусобну координацију и дељење информација. Зато су истраживачи развијали координацију мулти-беспилотних летелица у проблемима заједничке контроле помоћу динамичког програмирања, и планирања кооперативне путање за беспилотну летелицу за избегавања препрека са ограниченим информацијама.

У овом раду је представљена кооперативна мисија 3D покривања градских зграда са више беспилотних летелица, што се може формулисати као временски проблем оптимизације путање. Комбинујући предности и централизованих и дистрибуционих метода, предложена хијерархијска структура има добру глобалну оптимизацију и снажну робусност за различите ситуације. Проблем кооперативног покривања може се поделити на више проблема покривања појединачних летелица екстракцијом карактеристика мисије и додељивањем зграда летелицама. Тада се добија временски оптималан пут покривања сваке беспилотне летелице коришћењем PCS+TOGVF (Parallel circle strategy PCS, Time Optimal Guidance Vector Field TOGVF). Избегавање судара са препреком постиже се IDFS (Interfered fluid dynamic system IFDS) методом у оквиру решења. Предложени хибридни метод омогућава истовремену минимизацију времена за реализацију мисије групе беспилотних летелица. Резултати симулације показују да предложени метод има добру применљивост на различите ситуације. Са задовољавајућом ефикасношћу покривања време мисије знатно се смањује у поређењу с другим методама.

Глобална локализација УАВ-а преко сателитских слика [31] је методе за глобалну локализацију и праћење беспилотне летелице преко сателитских слика. Аутори предлажу модел мерења заснован на новој верзији BRIEF дескриптора и примењују га у систему локализације у Monte Carlu који процењује да ли је позиција летелице са 4 степена слободе. Модел се користи за упоређивање слика стварних летова и даје добре резултате са различитим мапама истог региона који се крећу дужи низ година и који покривају велике површине.

Беспилотне летелице су обећавајућа технологија која ће се користити у задацима који захтевају тешке маневре. Оне скрећу пажњу истраживача широм света, углавном због њихове слободе лета, што је корисно за многе примене попут истраживања, прегледа, мапирања и надзора. Као и за било коју другу класу робота, локализација и навигација су основне могућности које беспилотној летелици омогућавају да извршава сложене задатке. Уобичајени начин локализације беспилотне летелице је помоћу Global Positioning System (GPS), упркос његовим слабостима на које су указали Carroll, Caballero и други.

Овај рад предлаже нову стратегију локализације за беспилотне летелице опремљене камером окренутом према доле, користећи робусни модел мерења на основу видео система. Предложени модел мерења израчунава вероватноћу позиционирања летелице помоћу усавшеног дескриптора названог abBRIEF. Примена предложеног мерног модела заснованог на abBRIEF у Monte Carlu показала је добре перформансе.

Група аутора је у раду [32] проучавала проблем вишеобјектног планирања путање беспилотне летелице (UAV) која се креће континуално изнад терена. У овом проблему, UAV полеће из базе, обилази све циљеве и враћа се у базу летећи непрекидно изнад терена који покривају радар. Разматрана су два циља: минимизација укупне удаљености и минимизација опасности радарског откривања. Овај проблем има бесконачно много Парето-оптималних тачака (Pareto-optimal points) и њихово генерисање није могуће.

Аутори су развили општи вишеобјектни алгоритам за еволуцију на основу преференција (процес избора могућности) како би се приближили пожељним решењима. Преференције доносиоца одлука (ДО) износе се преко референтне тачке и алгоритам конвергира у регије Парето-оптималне границе близу референтних тачака. Алгоритам омогућава ДО да мења своју референтну тачку кад год то жели. Развили су механизме који спречавају алгоритам да ствара доминантне тачке код крајње популације. Такође, развијени су специфични механизми за проблем планирања путање беспилотне летелице, а алгоритам је тестиран на неколико проблема усмеравања летелице. У раду је приказано да алгоритам конвергира у жељене области на Парето-оптималној граници и брзо се прилагођава променама референтних тачака.

Беспилотне летелице делују без човека као пилота. У војном контексту беспилотни летелице се често користе за ваздушно извиђање. Њихов задатак је да истражују терене који су заштићени радарима како би прикупили обавештајне податке о активностима у том подручју. Летелице се користе за ваздушно извиђање јер елиминишу све ризике за људе и имају мање трошкове у поређењу с авионима. Променљива природа терена за мисију захтева често доношење брзих одлука. Приступи који помажу у доношењу ефикасних одлука управљања имају важан утицај на успехе мисија.

У овом раду третира се проблем оптимизације путања беспилотних летелица за извиђачке задатке. Летелица полеће из базе, обилази циљеве и враћа се у базу. Одређује се редослед циљева и путање које ће следити између узастопно посећених циљева. Могуће је дефинисати неколико циљева, као што су минимизирање пређених километара, потрошња горива, трајање лета и претња детекцијом. На територији коју покривају радар, минимизирање пређене удаљености и минимизирање опасности од радарског откривања су најчешће коришћени критеријуми у многим војним применама. (Tezcaner i Koksalan, 2011).

Студије о проблематици планирања путања за беспилотне летелице углавном развијају путање између базе и циља, било кроз дискретни или непрекидни терен. Кретање између две тачке, узимајући у обзир више циљева, одговара вишеобјектној проблему најкраћег пута (multi-objective traveling salesperson problem MOTSP).

Општа верзија овог проблема је разматрање више мета са циљем да се пронађе „најбоља“ путања која почиње од базе, обиласка свих циљева и повратка у базу. Углавном су мете повезане са више ефикасних путања.

У овој студији је разматран проблем планирања путања са више мета на непрекидном терену. Генерисање читаве Парето-оптималне границе није смислено нити рачунски практично. Овај проблем је решен помоћу еволуцијског алгоритма заснованог на преференцијама који користи референтне тачке.

У овој студији је развијен preference-based MOEA (Multi Objective Evolutionary Algorithm), FREA (Flexible reference point-based evolutionary algorithm) као варијација за R-NSGA-II алгоритам. FREA елиминише важан недостатак R-NSGA-II, који се повремено завршава решењима која доминирају због проблема са дисконтинуитетним Парето границама, у случају када доминира референтна тачка. Такође, развијен је алгоритам за сложене вишенаменске проблеме планирања путања летелица на непрекидном терену са више циљева.

На основу овог рада аутори развијају решење за проблем планирања путања за беспилотне летелице са 5, 9 и 15 циљева. Резултати показују брзу конвергенцију у најпожељнијим деловима ДМ иако не постоји гаранција да ће се хеуристички алгоритми приближити Парето-оптималној граници. Иако је проблем планирања путања беспилотних летелица до сада широко проучаван у различитим доменима, вишеобјективно планирање путања беспилотних летелица са више циљева на непрекидним теренима остаје важно истраживачко подручје и у будућности.



Оптимална контрола малог UAV-а [33] се фокусира на контролу мале беспилотне летелице са крилом дуж путање. Трајекторије се генеришу у реалном времену из библиотеке претходно дефинисаних примитивних (основних) кретања (примитиви дискретних временских модела).

Планирање и контрола кретања се обично се обрађују одвојено. Планер покрета генерише референтну путању у мрежи што доводи до жељеног циљаног стања, а затим контролер присиљава систем да прати ову референтну путању што је могуће прецизније, без обзира на различите сметње. У овом раду почетна претпоставка је да планер врши основно планирање покрета засновано на путањи у реалном времену из библиотеке претходно дефинисаних покрета. Претпоставља се да је архитектура планирања и управљања хијерархијска, планер креира динамички изводљиве основне путање, а затим контролер извршава ова кретања. Рад се бави дизајном регулатора, а не планером. При оцењивању дизајнираних регулатора, посматрају се одговарајуће референтне путање. Претпоставља се да ове путање генерише неки планер кретања из библиотеке претходно дефинисаних примитива покрета. Рад се углавном бави праћењем динамички изведивих путања, односно историје стања и контроле које задовољавају системске једначине кретања, за разлику само од праћења геометријских путања. Конкретно, рад је фокусиран на примени линеарних матричних неједначина контролних приступа који користе индуковану норму  $\ell_2$  као меру перформанси и процењују способност ових метода да омогући малој беспилотној летелици праћење одређене основне путање у условима ветра. Систем је дизајниран са унапред дефинисаним временским параметрима, а затим се жељене путање генеришу у реалном времену спајањем примитива из ове библиотеке. Овај рад се односи на дизајн контролера који би пратили жељене путање и поред релативно великих поремећаја (ветар итд).

Главни допринос овог рада је примена системских управљачких алата који су засновани на линеарним матричним неједначинама у дизајну комутираних контролера за системима који може пратити временски дефинисане путање упркос великим поремећајима (ветар итд).

У раду [34] предложен је геометријски приступ управљања праћењем путање беспилотних летелица уз могућност векторисања потиска. Проблем са управљањем развијен је у оквиру теорије геометријске контроле, што доводи до контроле регулације, а то зависи од параметризације конфигурационог простора. Предложени дизајн функционише исправно када је способност векторирања потиска ограничена при чему је приоритетни задатак положај беспилотне летелице а не праћење путање. Такође, представљен је нумерички пример за тестирање предложеног закона управљања на беспилотној летелици.

Развој беспилотних летелица са векторским потиском је порастао последњих година. Ови технички уређаји омогућавају стварање обртног момента и силе у односу на труп беспилотне летелице, што их чини уређајима који су слични ефекторима ( уређај на крају роботске руке, који интерактују са околином). Стандардна копланарна мултироторна архитектура комбинује добре перформансе и једноставан механички дизајн при чему контролна сила може да се примени само у фиксном правцу трупа летелице. Насупрот тога, летелица са векторским потиском превазилазе ово ограничење маневрске способности и проширују оперативни домет конвенционалног система.

Проблем управљања праћењем путање ових летелица се јавља јер маневар може укључивати велике ротацијске покрете и могу постојати ограничења у могућности векторисања потиска, чиме се смањује стварна маневарбилност. У овом раду проблем праћења путање за беспилотну летелицу са могућностима векторског потиска решава се директно у  $SO(3) \times R^3$  (у механици и геометрији, 3Д ротациона група, која се често означава  $CO(3)$ , је група свих ротација око тродимензионалног еуклидског простора  $R^3$ ), са потиском и закретним моментом као улазима. Показује се да праћење жељене путање (положаја) није



изводљиво ако потисак може да се изведе само у конусном подручју око вертикалне осе трупа летелице. Референтни положај, различит од жељеног, израчунава се помоћу динамичког регулатора тако да је увек могуће обетбедити управљачку силу потребну за гарантовање праћења положаја. Затим се модификована путања положаја користи као стварна референца за подсистем управљања положајем.

Аутори рада обрађују проблем дизајнирања система контроле беспилотне летелице са могућностима векторског потиска. Теорија геометријске контроле је коришћена је за развој закона управљања који гарантује AGATONSO  $(3) \times R3$  без икаквих потреба за кретањем. Укупна управљачка сила се одржава унутар сферног сектора који је дефинисан максималним углом нагиба и подесивим потиском система пропулзије. Потребно је посебно нагласити да рачунарски систем осим што израчунава све неопходне вредности он контролише путању која треба да има жељено кретање.

Аутори рада [35] истражују проблем праћења координисане путање беспилотних летелица са вертикалним полетањем и слетањем (VTOL UAV). У овом случају аутори разматрају једносмеран протока информација са циљем да све беспилотне летелице које су у групи прецизно прате кретање којим се креће „вођа“ групе. Да би се решио овај проблем прво је за сваки VTOL UAV развијен нови дистрибутивни процењивач како би се асимптотски добиле жељене информације „вође“. На тај начин решење проблема координисаног праћења путање више VTOL UAV се трансформише у појединачно решавање проблема праћења сваког VTOL UAV. За сваки VTOL UAV уводи се хијерархијски оквир тако да се наредна сила и примењени обртни момент употребљавају узастопно, затим праћење положаја до процењене жељене позиције и праћење односа према „вођи“. Анализа стабилности и симулације потврђују постизање координисаног праћења путање више VTOL UAV са предложеним управљачким приступом у раду.

Као типичан представник, контрола формације беспилотних летелица у последње време је привукла значајну пажњу. Замена једне беспилотне летелице са више микро-летелица могуће је повећати ефикасност без великих трошкова (Giulietti, Pollini, & Innocenti, 2000).

У протеклом периоду је дошло до брзог развоја теорије мрежа и њених примена у роботским управљачким системима. Типичан представник, контрола формација беспилотних летелица, је у последње време привукла велику пажњу. Замена једне беспилотне летелице формирањем више микро-летелица може драстично повећати могућности система без великих трошкова. Данас, беспилотне летелице са вертикалним полетањем и слетањем добијају све већи значај због својих техничких карактеристика, а нарочито особине лебдења и лета на малим висинама.

Уопштено посматрајући, формације VTOL беспилотних летелица се могу сврстати у две групе. Прва група су летелице које лете у формацији без „вође“ и друга група формација вође и „пратиоца“. Формација вођа-следбеник се заснива на доступности информацијама свим беспилотним летелицама „пратиоцима“ ради усаглашености са „вођом“. Међутим, због комуникационих ограничења жељене информације „вође“ доступне само за дељење између следећих чланова следеће комуникације са својим суседима. Да би се решио проблем са консензусом „вођа“ и „пратилац“, код система са више агената, решење је увођење дистрибуционих процењивача тако да сваки „пратилац“ процени жељене информације „вође“.

Овај рад предлаже координисани приступ праћења путање за више VTOL UAV који међусобно размењују информације, при чему жељене информације о путањи описује „вођа“. Применом теорије графова, нове дистрибуционе процене сваки „пратилац“ добија тачне процене жељених података „вође“. На основу хијерархијске организације, за сваку летелицу се синтетишу командна сила и обртни момент тако да се за групу VTOL UAV постиже

координисано праћење путање.

Даљи радови укључују решења за спречавање судара, избегавање препрека и других практичних проблема.

Студија [36] предлаже нову методу, каузалну оптимизацију пута, која је развијена да би се постигле најбоље перформансе на задатој локацији само за домет од стране више беспилотних летелица. Некаузална оптимизација трајекторије намеће оптимизацију следеће путне тачке узимајући у обзир не само већ пређене путне тачке, већ и будућу преосталу путању беспилотне летелице. Због тога што је утемељена на аналогiji некаузалних филтера обраде сигнала, нова предложена метода је названа „некаузална оптимизација путање“. У претходној литератури се беспилотним летелицама углавном планирају кружне или спиралне путање око циља јер се у обзир узимају само претходне путање. Међутим, у овом раду аутор сугерише да се за беспилотне летелице мора креирати линеарна путања, што је могуће више, када је укупна дужина краћа од почетне удаљености до циља.

Ово истраживање доказује да је идеалан правац линеарне путање само функција односа укупне дужине путање у односу на почетну удаљеност до циља. Симулације Monte Carla показале су да предложена метода оптимизације постиже виши ниво крајње тачности у поређењу са обичном оптимизацијом пута.

Оптимизација путање беспилотних летелица је одређивање путања беспилотних летелица за остварење различитих циљева као што су смањење поторшње горива, избегавање препрека и тако даље. Беспилотне летелице којима је циљ постизање мисије локализације, проналажење оптималне путање и аутоматски планирање њихових трајекторија су од пресудног значаја за ефикасно извршавање задатка и смањење зависности од људских оператера. Зато је локализација циља са беспилотном летелицом истраживачко подручје које се бави и локализацијом циља и оптимизацијом пута.

Ова студија предлаже нову методу, а то је некаузална оптимизација пута која је развијена како би била свесна будуће преостале путање док оптимизује путање беспилотне летелице. Некаузална оптимизација пута покушава да оптимизује преосталу путању с обзиром на већ прошлу путању. Дакле, њен циљ је да се добије оптимална потпуна путања. Пресудан фактор за оптимизацију пута је однос укупне дужине пута од почетне позиције до циља. У складу са наведеним, развијена је некаузална оптимизација трајекторије да би се узеле у обзир преостале путање током оптимизације путања.

Некаузална оптимизација путање у овој студији се односи на путање краће од почетне удаљености до циља. Међутим, путање које су дуге такође могу да се покрену са некаузалном оптимизацијом с тиме што прилоком доласка до циља беспилотна летелица може прећи у други режим рада. Зато, за дугачка путвања, нове студије могу створити нове повољне технике оптимизације које се комбинују са некаузалном оптимизацијом.

Нова истраживање узимају у обзир даљину и брзину као нове параметре за оптимизацију за убрзавање или успоравањениких беспилотних летелица током оптимизације путање. Ова студији је развила некаузалну оптимизацију путање само за локализацију на бази даљине и јачине примљеног сигнала (received signal strength - RSS).

У оптимизација путања UAV за минимално време тражења са ограничењима комуникације и избегавањем судара [37] предложен је алгоритам минималног временског претраживања који се заснива на оптимизацији колоније мрва, а који укључује ограничења у комуникацији и избегавања судара. Ово осигурава да су беспилотне летелице способне да комплетирају оптимизоване путање претраживања без ризика од судара или губитка комуникације са земаљском контролном станицом. Овакав приступ је велика предност у данашње време јер је правна и техничка регулатива лета беспилотне летелице веома строга и захтева надгледање беспилотних летелица током читаве мисије при чему се омета постављање беспилотних летелица без сталне комуникације са земаљском контролом.

Предложени алгоритам је тестиран са више сценарија претраживања и упоређен са техникама заснованим на унакрсној ентропијској оптимизацији и генетским алгоритмима, који су прилагођени да могу узети у обзир и судар и комуникациона ограничења.

Овај рад се фокусира на алгоритме минималног тражења времена који предлаже путање претраживања које умањују дефинисано време откривања. MTS алгоритми користе расположиве информације о циљној локацији, која је моделирана мапом вероватноће која наводи претходну расподелу вероватноће присутности циља. Аутори користе алгоритам заснован на колонији мрава Mak-Min Ant Sistem (MMAS) Stutzle-a и H. Hoos-a због његове способности и могућности да инкорпорира специфична знања о проблему кроз хеуристички информациони механизам колоније мравца.

Доста радова се фокусира на оптимизацију вероватног критеријума претраживања (вероватноћа детекције или ентропије), а само неколико узима у обзир додатне критеријуме који морају бити узети у обзир да би резултати добијени алгоритмом били применљиви у стварним мисијама спашавања. Зато, предложени MTS алгоритам обезбеђује континуиалну комуникацију између земаљске контролне станице са беспилотном летелицом и путање без судара. Овим радом се проширује неограничени алгоритам MTS заснован на MMAS, дефинише нова специфична хеуристика за комуникацију и избегавање судара и даје се анализа перформанси алгоритма MTS у неколико примера.

У раду је предложен алгоритам заснован на MMAS, који минимизује време откривања циља на непознатој локацији, истовремено одржавајући multi-hop везу са контролом на земљи и избегавајући сударе између беспилотних летелица. Алгоритам користи могућности које нуде алгоритми колонија мравца о укључивању хеуристичких информација. Нова хеуристика комбинована са MTS и информацијама о безбедности (комуникација и избегавање судара), омогућавају алгоритму у првој итерацији креирање одговарајућег изводљивог кретања.

У будућности су интересантна истраживања везана за смањење времена потребног за прорачуне уз помоћ хеуристике.

Тема рада [38] представља анализу апсолутне навигације беспилотне летелице помоћу инерцијалног и видео система (ИНС/ВНС). Анализа се спроводи тако што се прво успоставља математички модел ИНС/ВНС, а затим се формира матрица добијена је на основу деривата Lie. Модови посматрања са различитим бројем оријентира добијају се решавањем нултог простора матрице за посматрање. Извођењем навигационих параметара врши се анализа апсолутне навигационе способности ИНС / ВНС. Резултати симулације потврђују тачност наведене методе анализе.

Последњих година се експоненцијално повећава употребе беспилотних летелица. Тренутно се већина беспилотних летелица ослања на GPS и Инерцијалне система (GPS/Inertial Navigation System (GPS/INS)) за добијање својих навигационих параметара (положај, брзина итд). Међутим, GPS сигнали се могу лако пореметити, односно GPS не функционише добро у тешким срединама као што су урбане области, кањони, планине, шуме итд. Такође, сам инерцијални систем може да акумулира грешку и на тај начин да буде превише осетљив на почетна стања.

За превазилажења ових проблема уводе се нови сензори као што је видео систем. У овом случају систем навигације заснован на видео систему је јефтинији, ради у реалном времену и има велику флексибилност. Овај систем се заснива на снимању оријентира и није аутономан. Када GPS није доступан, оријентира који су довољно пресликани могу се користити за процену навигацијских параметара, тј. апсолутног положаја, брзине итд беспилотне летелице. Међутим, овај систем је ефикасан само када је GPS сигнал повремено доступан, тако да у основи није аутономан навигациони систем.

Рад је усмерен на анализу видео инерцијалног система беспилотне летелице и у њему

је предложена аналитичка метода за апсолутну навигациону способност беспилотне летелице са системом ИНС/ВНС.

Прво је направљен математички модел ИНС / ВНС оријентисане беспилотне летелице. Друго, коришћењем Лије деривата (Lie derivat) теорије диференцијалне геометрије, матрица посматрања ИМУ / ВНС система се добија када су позиције оријентира непознате. Рачунањем нултог простора матрице посматрања, добијају се видљиви модуси ИМУ / ВНС-а засновани на оријентирима с различитим бројем оријентира. У навигационом и управљачком систему УАВ-а могу се применити видљиви режими. Путем инвариантне трансформације, различитим аналитичким методама се добијају навигационе могућности беспилотне летелице помоћу камере. Рад показује иновативну методу израчунавања за добијање јединствених аналитичких решења навигационих параметара из видљивог режима. Наведене методе рада могу се проширити и на друге системе, попут геомагнетних навигационих система итд.

Усмеравање беспилотних летелица у кооперативним мрежама представља изазован задатак због динамичке промене топологије и тродимензионалног (3D) кретања. У раду [39] аутори проучавају проблем рутирања флоте у компанији Flying Ad Hoc Network (FANET), са циљем достављања података одређеној групи беспилотних летелица које се идентификују према њиховом географском положају. Иако су предложени многи протоколи за вођење флоте, узимају се у обзир само делимична битна ограничења FANET (мобилност, 3D кретање, поузданост итд). Зато су аутори рада предлажили нов протокол усмеравања geocast, флоту беспилотних летелица (GeoUAV). Овај протокол пружа информације одређеној групи беспилотних летелица идентификованих према њиховом географском положају при чему се узимају у обзир мобилност чворова, динамичка промена топологије са 3D кретањем и поузданост. Симулације проведене у симулатору NS-3 показују да предлог GeoUAV надмашује AntHocNet и BeeAdHoc протоколе смањујући просечно кашњење за више од 61%.

Да би се унапредиле перформансе беспилотних летелица током мисија, спроводе се истраживања да би беспилотне летелице постале кооперативне. Флота кооперативних беспилотних летелица могла би да решава сложеније задатке ако међусобно деле задатке. Доделом различитих задатака свакој беспилотној летелици оне се међусобно подржавају. Овакво деловање захтева висок ниво координације између беспилотних летелица што је омогућено непрекидном разменом информација између њих (БПЛ до БПЛ) и са земаљском станицом. Могућност употребе флоте беспилотних летелица, које могу међусобно сарађивати, дефинише нову врсту ad-hoc мреже под називом Летеће ad-hoc мреже (FANET). Таква мрежа поставља важно питање комуникације, као усмеравања, што је један од најкритичнијих аспеката у овом контексту.

Мрежа кооперативних беспилотних летелица формира FANET, који омогућава ниску цену, брзо активирање и способност летења изнад препрека. Међутим, такође представља бројне изазове приликом дизајнирања мрежних протокола попут високог степена мобилности који узрокује честе промене у топологији мреже што доводи до проблема.

Овај рад је фокусиран на протоколе за рутирање који се користе у флоти беспилотних летелица. Постоје две категорије протокола за рутирање у овој мрежи, касетно оријентисани протоколи за рутирање и рој оријентисани протоколи за усмеравање. Аутори посебно третирају технике ројева које су најадекватније прилагођене комуникацијској флоти.

У последње време се интензивно испитује Geocast рута ради ефикасног и поузданог ширења информација о роју у окружењу бежичне мреже. Већина протокола за рутирање не може се директно применити за беспилотну летелицу због динамичке топологије у 3D простору, што је мотивација овог рад. Главни циљ новог протокола је ширење података из изворне беспилотне летелице у групу циљаних беспилотних летелица са минимизацијом људске интервенције у ризичним зонама уз 3D кретања и гарантованом поузданошћу

преноса.

Будући рад ће се фокусирати на анализу перформанси новог протокола у стварним ситуацијама и размотрање других параметара за постизање веће поузданости и скалабилности.

Група аутора [40] представљају комбиновану бестежинску неуралну мрежну архитектуру (Weightless Neural Systems WNS) за контролу крчења шума и визуелну навигацију беспилотних летелица. За процену положаја беспилотне летелице и њену навигацију користе се бинарне слике посматраног подруја. Научени модели се процењују током стварног лета изнад познате средине (сеоско подрује) док се праћење крчења шума процењује помоћу података (слике) Амазонске шуме.

Weightless Neural Systems (WNS) представља веома добро решење за имплементацију система за препознавање узорака јер се могу хардверски директно имплементирати у облику прегледних таблица које представљају Булеове функције. Овај рад процењује употребу WNS у визуелној навигацији беспилотних летелица за крчење шума

У овом случају WNS се користи за имплементацију уграђеног хардвера беспилотне летелице која има задатак да обради податаке који су уграђени у систем и стварне податаке. Задати циљ је аутономна визуелна навигација и надгледање крчења шумског подручја. Предложена архитектура комбинује два различита WNS како би се обрадиле слике, једна која је намењена надзору крчења шума и друга на локализацији беспилотне летелице. Овај рад има за циљ изградњу система са програмибилном хардверском имплементацијом система учења и класификације.

Field Programmable Gate Array (FPGA) синтетизована ВНС архитектура представљена у овом раду је у стању да ефикасно комбинује резултате контроле крчења шума и детекције ивица Булових неуронских модела. Научена Булова функција омогућава кретање у поједностављеним круговима и врло малим процентом коришћења FPGA. На тај начин је омогућено паралелно извршавање и имплементирање неколико задатака обраде слике беспилотне летелице. Даљи развој може да обухвати и друге задатке контроле, као што су пожари, спаљена подручја и друге проблеме које је могуће третирати у буловском домену неуронских система.

Контрола положаја UAV [41] предлаже сукцесивну линеару методу предиктивне контроле предвиђања (successive linearization based model predictive control (SLMPC) за беспилотне летелице са вертикалним полетањем и слетањем (Vertical Take-Off and Landing VTOL UAV). Такође, формиран су модели динамичког система летелице и погонског система. Контролер положаја је развијен моделом предвиђања стања и простора уз додатак процењених поремећаја и повратних информација.

Model predictive control (MPC) метода је multi-input-multioutput (MIMO) шема управљања која користи стратегију повлачења хоризонта за линеарне и нелинеарне системе. MPC метода може да оптимизује тренутни временски интервал уз задржавање будућег временског интервала и користи се за нелинеарне процесе или процесе са честим променама радних услова као што су ваздухопловни системи.

Овај рад је предложио контролу лебдећег положаја VTOL UAV при ударима јаког ветра у нестабилном стању применом SLMPC са моделима поремећаја. SLMPC на тај начин омогућава правовремено ажурирање параметара и номиналних стања у моделу предвиђања у сваком временском тренутку. Непознавање модела и непознати поремећаји се компензују повратним информацијама.

Приликом аутоматског праћења мете на терену од стране беспилотне летелице углавном се користи метода кружења изнад циља. Током ове операције на мети се налази ласерски маркер који се емитује са беспилотне летелице. Овакав метод праћења мете од стране беспилотне летелице може створити проблема другим летелицама јер се крећу у истој



ваздушној зони деловања.

Аутори рада [42] предлажу нови начин праћења при чему ће беспилотна летелица летети кружно изнад циља, али само са његове једне стране. Алгоритам кружне путање је развијен за релативан положај беспилотне летелице и циља у односу на реално време и угао положаја. На тај начин је могуће одредити центар нове кружне путање. Алгоритам транзиционе путање омогућава планирање прелазне путање, између кружних путања, које су ограничене полупречником окретања беспилотне летелице. Такође, алгоритам транзиционе путање генерише тачке на трајекторији путање које омогућавају потребну путању.

Хеликоптери налазе најширу примену у цивилним и војним операцијама углавном због своје техничке могућности вертикалног полетања, слетања и лебдења. Управо због тога су ове летелице и релативно лаки циљеви и веома су рањиви. Технолошки развој сензорске технологије је омогућио велику употребну вредност беспилотне летелице као њихове носеће платформе. На тај начин је дошло до кооперативне интеграције хеликоптера и беспилотне летелице. Беспилотна летелица у кооперативној операцији означава циљеве маркерима (ласер итд) док хеликоптер затим делује употребом наоружања. Континуирано надгледање и обележавање некооперативног покретног циља на терену представљају веома изазован задатак за беспилотну летелицу.

Овај рад проучава планирање путање беспилотне летелице при чему циљ прати и ласерски обележава од стране беспилотне летелице. Мисија је подељена у два дела на основу два алгоритма. Алгоритам за планирање кружне путање даје дизајн локације за праћење за различите локације циља, а алгоритам за планирање транзиције путање одређује прелаз између различитих кружних путања. Предложена метода је верификована низом тестова

Употребом векторског подударања у геомагнетској навигацији [43] развијена је навигациона метода геомагнетског подударања која користи геомагнетни вектор. Тако се повећава вероватноћа подударања и тачност позиционирања, чак и када су информације о геомагнетној ентропији у посматраној области или су линије геомагнетне контуре нејасне. Предложени алгоритам векторске итеративне најближе контурне тачке (vector iterative closest contour point VISSP) има бољу прилагодљивост карактеристикама грешке позиционирања инерцијалног навигационог система (ИНС), при чему се крута трансформација у обичном алгоритму итеративне најближе контурне тачке (ICCP) замењује афином трансформацијом. Затим се алгоритам фузије геомагнетских векторских информација, заснован на Bayesian статистичкој анализи, уводи у VISSP ради даљег побољшања перформанси подударања. За потврду предложеног алгоритма урађене су симулације на стварној геомагнетној референтној мапи

Геомагнетно подударање је технолошки алат у навигационој технологији која може исправити показивач инерцијалног навигационог система (ИНС) упоређујући геомагнетски профил који се читава приликом лета са геомагнетном мапом која је смештена у меморију рачунара. На тај начин геомагнетно подударање представља идеалан избор аутономне навигације беспилотних летелица за дуготрајне мисије. Метода векторског геомагнетског подударања користи вишедимензионални геомагнетни елемент за добијање стабилних и прецизних перформанси позиционирања. Овај рад представља значајно побољшање у односу на претходне методе које су засноване на мерењу геомагнетног поља вектора. Афина трансформација први пут је усвојена у ICCP да би се решила грешка инерцијалног система. Рад описује моделе грешки у мерењу геомагнетног поља и комбиновани ефекат ИНС свих линеарних временски инваријантних дисторзија, и алгоритмом векторски итеративне најближе тачке контуре, усвојен за процену трага решењем тачности и робусности.

У овом раду предложен је поступак геомагнетног подударања који потпуно користи информације геомагнетног вектора за повећање тачности. У будућем раду аутори планирају проширење рада на више подударних региона на комплетној путањи дугог домета, са

увођењем посебаног ИНС модела грешке уместо грубог модела индикативне грешке у траговим. Такође, покушаће да постигну 3Д геомагнетно подударње без помоћи висинометра.

Повећање броја корисничке опреме (КО) у оквиру неке мреже захтева динамичку подршку тој мрежи. Један од тих уређаја за динамичку подршку могу бити беспилотне летелице (БПЛ). Међутим, због веома захтевних теренских ситуација које моги бити динамичне и аутономне, беспилотним летелицама је потребан ефикасан механизам за њихово позиционирање у оквиру бежичне мреже. Аутори рада [44] предложу приступ који користи особине неуролошког модела самопомоћи и концепт бојења матриksom како би се повећала вероватноћа позиционирања БПЛ за оптимизовану покривеност и максимално пресликавање КО у БПЛ. На тај начин повећана је пропусност и пресликавање БПЛ на подлокације са малом потрошњом енергије.

Са повећањем 5Г мрежа, број приступних тачака (Access Point AP) и сервисних јединица се повећавају. На тај начин, овим мрежама би био потребан огроман број локација за размештање инфраструктуре. То није практично с обзиром да је већина локација заузета, а друге нису доступне. Повећање броја корисника у макроћелији захтева било употребу мањих ћелија или целокупну надоградњу мреже. Атернативно решење са додатним корисницима са повећањем покривености и смештаја корисничке опреме може бити постављање БПЛ. Оне су флексибилне и аутономно оперативне па тако могу бити коришћене и најразличитијим ситуацијама у складу са потребама и захтевима.

Аутори рада предложу приступ концепта бојења матриksom, који је инспирисан приступом бојења графа, како би се постигла максимална вероватноћа позиционирања БПЛ за оптимизовану покривеност пропусности и максимално пресликавање КО у БПЛ. Да би се повећала ефикасност предложеног приступа, иницијално моделовање система се изводи коришћењем својстава самоисцељујућег неуронског модела, што помаже у избегавању кварова и оптимизацији положаја.

Такође, приказане симулације су показале ефикасност предложеног приступа у смислу повећања капацитета, вероватноће позиционирања, високу пропусност и смањење потрошње енергије.

Планирање кретања је кључна тема за више беспилотних летелица (БПЛ) током операција претраге и спасилачких мисија, транспортних мисија итд. Планирања кретања је фокусирано на планирање путања и избегавање судара између беспилотних летелица. За решавање тог проблема модел заснован на Љапунову представља сјајно решење. Међутим, постављање параметара за модел се углавном базира на искуству. Алгоритми за хеуристичко планирање су представљају један од главних приступа за управљање са БПЛ. У раду [45] предложен је алгоритам избегавања судара, брзине судара и планирање кретања више БПЛ. Алгоритам брзине генерише путање са векторима убрзања који конвергирају на унапред одређене циљеве. Алгоритам избегавања судара покренуће се у тренутку предвиђених судара током пута. У поређењу са хијерархијским моделом управљања и законима о контроли, попут Љапунова, приступ аутора би могао повећати могућност успеха мисије за беспилотне летелице. У исто време, алгоритми помажу UAV-има да скрате путање и време за безбедно кретање до циља.

За Cyber–physical systems (CPS) током протеклих деценија дошло је до повећаног интересовања због њихове релевантности за примене у стварном свету, као што су медицински уређаји, контролала саобраћаја итд. Примарни задатак у истраживању (CPS) је како извршити синтезу решења у cyber и физичком домену. Координација више 7 беспилотних летелица (БПЛ) један је од најважнијих задатака у CPS. Решења овог проблема морају испунити основне услове: избегавање судара између БПЛ, конвергенција према просторним циљевима, регионима или праћење референтних путања, међусобна размена



информација и избегавање физичких препрека.

У досадашњој литератури предложено је више математичких модела и алгоритама. Међутим, ти модели су имају одређене недостатке као што су: додатни трошкови, непотребне обилазнице, спора конвергенција путања ка циљу итд.

Овај рад се односи ројеве UAV и планирање путања са избегавањем међусобних судара током лета. Аутори посматрају скуп UAV који су потребни за конверзију на различите унапред одређене циљеве. Они предлажу алгоритам за препознавање брзине и алгоритам за избегавање судара за координацију планирања кретања више UAV. У њему се илуструје скуп алгоритама планирања кретања у 2D и 3D окружењу, укључујући алгоритам који препознаје брзину, алгоритам предвиђања судара и алгоритам избегавања судара.

Аутори планирају дизајнирање низ нових алгоритама планирања кретања заснованих на учењу за импементацију у интелигентније беспилотне летелицаме и сложеније мисијаме.



### 3. Теоријске основе

#### 3.1 Динамички модел кретања

##### 3.1.1 Авион

Динамички систем се дефинише прелазном функцијом, мапирањем стања и контролом улазних величина [46]:

$$\dot{X} = f(X, \delta) \quad (1)$$

Постоје алтернативни начини дефинисања стања и контролних улаза што можемо представити системом од 12 нелинеарних дифернцијалних једначина[46].

Кретање летелице може се описати помоћу 6 степени слободе (6ДоФ) или 3ДоФ [47]. Модел 6ДоФ је најкомплетнији модел због чињенице да узима у обзир и ротационо и транслационо кретање. Међутим, код комерцијалних летелица постоје ротације око осе летелице су мале као и угао бочног клизања. Резултат те апроксимације је 3ДоФ модел.

Ако за пример узмемо авион заснован на моделу тачкасте масе (ПММ) због једноставности, њега можемо опустити у наставку.

Једначина (2) приказује три прва елемента кинематичке једначине, следеће три динамичке једначине и крајњи елемент је једначина потрошње горива[47].

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ h \\ V \\ \psi \\ \gamma \\ W \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V \cos(\psi) \cos(\gamma) + \omega_x \\ V \sin(\psi) \cos(\gamma) + \omega_y \\ V \sin(\gamma) + \omega_z \\ \frac{g}{W} [(T \cos(\theta - \gamma) - D) - W \sin(\gamma)] \\ \frac{g \sin(\phi)}{WV} [L + T \sin(\alpha)] \\ \frac{g}{WV} [(L + T \sin(\theta - \gamma)) \cos(\phi) - W \cos(\gamma)] \\ -CT \end{bmatrix} \quad (2)$$

Где су:

- C и T - специфична потрошња горива, односно потисак мотора, одређени коришћењем БАДА 3.9 информација
- W - ежина
- $\gamma$  - угао путање лета
- g - гравитација вредности 9,81 м / с<sup>2</sup>
- V - брзина авиона у односу на ваздух
- $\alpha$  - угао напада
- $\beta$  - угао бочног проклизавања
- $\theta, \phi, \psi$  - нагиб, котрљање и правас,
- X, Y, h - компонента вектора положаја дуж XYZ
- $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  - компоненте вектора ветра дуж КСИЗ
- L - сила ваздухоплова, која се сматра једнаком  $\frac{W}{\cos(\phi)}$
- D - сила вуче летелице која се процењује у свакој фаза лета са поларним коефицијентима отпора из БАДА 3,9

### 3.1.2 Хеликоптер

Због посебне структуре и сложеног система хеликоптера нелинерани модели имају већу тачност од линеарног модела за одређивања његових динамичких карактеристика токомј лета.

Развој научних теорија и техничких могућностима прорачуна омогућио је да се све више користи модел нелинеране динамике лета хеликоптера[48].

### 3.1.3 Динамички модел хеликоптера

#### Нелинеарни модел хеликоптера

Нелинеарни модел укључује динамичку једначину превођења центра масе, динамичку једначину ротације центра масе, геометријски однос између угла положаја и угаоне брзине, динамичку једначину главног ротора и задњег ротора. Једначина (3) је на крају добијен као израз [49]:

$$\dot{X} = A(X, t) + B(X, t)U \quad (3)$$

где су  $A(X, t)$  и  $B(X, t)$  функције стања представљене контролном матрицом димензије  $25 \times 4$ , респективно. Обе су експлицитне функције са променљивим величинама које укључују време, параметре дизајна хеликоптера и стање лета.  $X$  представља вектор стања док је  $U$  контролни вектор.

Приликом лета хеликоптера, снага и промена праваца ветра током временом и дериват вектора брзине ветра у односу на време дати су једначинама (4):

$$\frac{DV_w}{Dt} = \frac{dV_w}{dt} + \omega \times V_w = \frac{\partial V_w}{\partial t} + \frac{\partial V_w}{\partial r} V_k + \omega \times V_w \quad (4)$$

где је  $V_k$  вектор брзине хеликоптера на земљи,  $\omega$  вектор угаоне брзине.

$$\frac{\partial V_w}{\partial t} = \begin{bmatrix} \frac{\partial u_w}{\partial t} \\ \frac{\partial v_w}{\partial t} \\ \frac{\partial w_w}{\partial t} \end{bmatrix}$$

је временски извод променљивог поља ветра и

$$\frac{\partial V_w}{\partial t} = \begin{bmatrix} \frac{\partial u_w}{\partial x} & \frac{\partial u_w}{\partial y} & \frac{\partial u_w}{\partial z} \\ \frac{\partial v_w}{\partial x} & \frac{\partial v_w}{\partial y} & \frac{\partial v_w}{\partial z} \\ \frac{\partial w_w}{\partial x} & \frac{\partial w_w}{\partial y} & \frac{\partial w_w}{\partial z} \end{bmatrix}$$

је просторни градијент променљивог поља ветра, где  $u_w$ ,  $v_w$  и  $w_w$  су компоненте брзине ветра у тежиште хеликоптера.

Тада се може добити једначина кретања центра масе под променљивим пољем ветра. Једначина кретања центра масе, услед променљивог поља ветра, може се описати као:

$$\frac{dV_A}{dt} = -\omega \times (V_A + V_w) + \begin{bmatrix} \sum X/M_{SUM} \\ \sum Y/M_{SUM} \\ \sum Z/M_{SUM} \end{bmatrix} + g \begin{bmatrix} -\sin \Theta \\ \cos \Theta \sin \Phi \\ \cos \Theta \cos \Phi \end{bmatrix} - \frac{\partial V_w}{\partial t} - \frac{\partial V_w}{\partial r} V_K \quad (5)$$

где су  $\sum X$ ,  $\sum Y$  и  $\sum Z$  компоненте резултујућих сила,  $\Theta, \Phi$  су углови нагиба и котрљања за хеликоптер.

Када динамичка једначина (3) замени се једначином (5), динамички модел хеликоптера у променљивом пољу ветра може се изразити једначином (6):

$$\dot{X} = A(X, V_w, t) + B(X, t)U \quad (6)$$

### 3.1.4 Беспилотна летелица

Развој рачунарске технологије, сензорске технике, комуникационих мрежа итд. Омогућили су велики број истраживања у вези формацијске контроле лета УАВ. Мулти-UAV, са формацијски контролисаним летом, је веома ефикаснија у извршавању задатака, са ниском ценом горива, робусност и флексибилнија у поређењу са једним UAV [50].

#### Model of the multi-UAV system

Ако посматрамо систем који се састоји од  $n$  аутономних беспилотних летелица, а модел тачкасте масе користи се за описивање кретање UAV формације која лети. Променљиве су дефинисане у односу на инерцијални координатни, потисак је укслерн дуж вектора брзине, претпоставља се да је Земља равна, а потрошња горива је занемарљива, тј. центар масе је временски непроменљива. Под овим претпоставкама, предлог једначине и тај UAV се може описати на следећи начин:



Слика 1: Беспилотна летелица у троосном координатном систему

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_i \\ \dot{y}_i \\ \dot{h}_i \\ \dot{v}_i \\ \dot{\gamma}_i \\ \dot{\chi}_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v_i \cos \gamma_i \cos \chi_i \\ v_i \cos \gamma_i \sin \chi_i \\ v_i \sin \gamma_i \\ \frac{(T_i - D_i)}{m_i} - g \sin \gamma_i \\ (g/v_i)(n_i \cos \phi_i - \cos \gamma_i) \\ L_i \sin \phi_i / (m_i v_i \cos \gamma_i) \end{bmatrix} \quad (7)$$

где су:  $I = 1, 2, \dots, n$  број посматраних UAV. За UAV $_i$ ,  $x_i$ ,  $y_i$  је долет,  $h_i$  је висина,  $v_i$  брзина у односу на земљу,  $\gamma_i$  угао лета у односу на путању,  $\chi_i$  угао правца,  $T_i$  потисак мотора,  $D_i$  је вуча,  $m_i$  маса,  $g$  убрзање земљине теже,  $\phi_i$  угао између вертикалне осе ( $h$ ) и силе узгона  $L$ ,  $L_i$  узгон летелице.

Контролне променљиве у UAV-има су  $g$ -оптерећење за  $n_i = L_i / g m_i$ , контролисан са elevatorom, угао нагиба  $\phi$ , под контролом комбинација кормила и елерона и потисак мотора  $T_i$ . Кроз контролу формације процеса, контролне променљиве ће бити ограничене да остану у њиховим одговарајућим границама

### 3.2 Позиционирање

Позиционирање је тачно и прецизно одређивање локације (дводимензионално или тродимензионално) упућено на стандардни геодетски систем (као што је World Geodetic Sistem 1984 или VGS84).

Систем позиционирања представља механизам за одређивање положаја (места, локације) објекта у простору. Данас, постоје технологије које омогућавају решавање овог задатка, на светском нивоу, са тачношћу од неколико милиметара.

### 3.3 Основе навигације

Функција навигације односи се на познавање положаја, брзине, убрзања и времена који се користе за планирање путања кроз окружење. Генерално, циљ навигационе функције је омогућавања остварљиву и сигурну путању, којом се избегавају препреке, приликом лета од почетне до циљне тачке.

Навигација је способност одређивања тренутног и жељеног положаја (релативног или апсолутног) и примене корекција курса, оријентације и брзине за постизање жељеног положаја било где широм света.

Теорија процене [51] и Калманов филтер, дају теоријски оквир за употребу информација добијених од различитих сензора у навигацији. Један од најчешћих алтернативних сензора је сателитски навигациони радио сигнал као што је GPS, који се може користити за све врсте кретања приликом чега мора да постоји директна видљивост неба. Правилним комбиновањем података са INS-а и других система (GPS / INS) грешке у положају и брзини су стабилне. Осим тога, INS може да се користи као краткотрајна замена када GPS сигнали нису доступни, на пример приликом пролаза кроз тунел.

#### 3.3.1 Теорија процене

Теорија процене је област статистике која се бави проценом параметара на основу измерених (емпиријских) података који имају случајну компоненту. Параметри описују основне физичке поставке тако да њихова вредност утиче на на дистрибуцију измерених

података. Процењивач покушава да приближи вредност непозната параметре помоћу мерења.

Тако је, на пример, радарима циљ одређивање удаљености објекта (авиони, бродови итд.) анализом двосмерног транзитног времена примљених и одбијених сигнала. Пошто су рефлексни импулси уграђени у електрични шум, њихове измерене вредности се случајно расподељују, тако да се мора проценити време транзита.

За овакав модел мора је потребно више статистичких података да би се имплементирали процењивачи.

### 3.3.2 Калманов Филтер

У теорији статистике и контроле, Калманов филтер, познат и као линеарна квадратна процена (linear quadratic estimation - LQE), је алгоритам за процену. Филтер је добио име по R. E. Kalman и он чини основу већине алгоритама за процену који се користе у навигационим системима.

Калманов филтер даје процене у реалном времену за одређени број параметара система, као што су његов положај и брзина, који се могу непрестано мењају. Ажурирање процене се врши током времена. Мерења морају бити функције процењених параметара, али скуп мерења у датом тренутку не мора садржавати довољно информација за једноствено одређивање вредности параметара у том тренутку. [52]

Калманов филтер користи информације о детерминистичким и статистичким особинама параметара система и мерењима за добијање оптималних процена с обзиром на доступне информације. Да би то било могуће урадити, неопходно је поседовати више информација од итерације до итерације него само процене параметара. Зато Калманов филтер одржава скуп несигурности у својим проценама и меру корелација између грешака у проценама различитих параметара.

Калманов филтер је Бајесова техника процене. Добија се са почетним сетом процена, а затим дјелује рекурзивно, ажурирајући своје радне процене као пондерисани просек њихових претходних вредности и нових вредности изведених из најновијих података мерења. Супротно томе, нерекурзивни алгоритми процене добивају своје процене параметара из цијелог скупа података мерења без претходних процена. За апликације у реалном времену, као што је навигација, рекурзивни приступ је ефикаснији од процесора, јер морају се обрадити само нови подаци мерења при свакој итерацији. Стари подаци о мерењима могу се одбацити.

Бајесово закључивање је метода статистичког закључивања у којој се Бајесова теорема користи за ажурирање вероватноће када више доказа или информација постане доступно. Бајесово закључивање је важна техника у статистици, а посебно у математичкој статистици. Бајесово ажурирање је посебно важно у динамичкој анализи низа података. Бајесово закључивање је нашло чироку примену у науци, инжењерству, филозофији, медицини, спорту итд [53].

Калманов филтер има бројне примене у технологији. Уобичајена примена је за навођење, навигацију и контролу возила, посебно летелица, свемирских летелица и динамички постављених бродова. Поред тога, Калманов филтер је широко примењени концепт у анализи временских серија који се користи у областима као што су обрада сигнала и економетрија. Калман филтри су такође једна од главних тема у области планирања и управљања роботским кретањем, а понекад су укључени у оптимизацију путање. Калманов филтер такође делује за моделирање контроле централног нервног система у кретању. Због временског кашњења између издавања моторних наредби и примања сензорних повратних информација, употреба Калман филтра подржава реалан модел за процену тренутног стања моторног система и издавање ажурираних наредби.

Алгоритам ради у два корака. У кораку предвиђања, Калманов филтер даје процене тренутних променљивих стања, заједно са њиховим несигурностима. Једном када се приметити резултат следећег мерења (нежно корумпиран одређеном количином грешке, укључујући случајни шум), ове процене се ажурирају коришћењем пондерираног просека, а већа тежина се даје проценама са већом сигурношћу. Алгоритам је рекурзиван. Може се покренути у реалном времену, користећи само садашња улазна мерења и претходно израчунато стање и његову матрицу несигурности; нису потребне додатне информације из прошлости[53]. Употреба Калмановог филтера претпоставља да су грешке Гауссове.

### 3.3.3 Марков модел

У теорији вероватноће, Марков модел је стохастички модел који се користи за моделирање случајно променљивих система. Претпоставка овог модела је да будућа стања зависе само од тренутног стања, а не од догађаја који су се догодили пре њега и да се она не могу тачно израчунати већ само прогнозирати. – предвидети

У том смислусу развијена проширења и генерализације, као што је продужени Калманов филтер који ради на нелинеарним системима. Основни модел је скривени Марков модел где је простор стања латентних променљивих континуиран, а све латентне и посматране променљиве имају Гауссову расподелу. Такође, Калманов филтер успешно се користи у фузији више сензора.

Релативно лако ометање и застој рада GPS система је приморала војне снаге да смањи зависност од навигације GPS технологије. Инерцијални сензори за навигацију не могу се ометати.

За INS / ГНСС и мултисензорску интеграцију, Калманов филтер обично процењује бројне грешке саставних навигационих система, мада се у неколико архитектура процењује и само решење за навигацију.

Првобитно су инерцијални навигациони системи били великих димензија и захтевни за одржавање. Напредак технологије омогућио је данас да имамо системе MEMS (микромеханички системи) инерцијалне навигационе системе високе тачности са ниским трошковима производње. Због тога је за израду компактних INS система за мобилне и ручне системе коришћена технологија микро-механичког система (MEMS)[54].

### 3.3.4 GPS

Сви сателитски системи заједнички су познати као Глобални навигациони сателитски системи (Global Navigation Satellite Systems - GNSS).[102]

GPS навигациони систем користи концепт времена доласка (Time Of Arrival - TOA) за одређивање положаја корисника.[55]

$$TOA = TimeInstantofArrival - TimeInstantofTransmission \quad (8)$$

- Time Of Arrival - време доласка
- TimeInstantofArrival – време тренутка доласка
- TimeInstantofTransmission – време тренутка преноса

У овом систему сваки сателит поседује сатом који је синхронизован са осталим сателитима. Сваки сателит одашиље сигнал са одређеним кодом који садржи тачне временске информације о времену преноса сигнала. Систем позиционирања заснива се на једносмерној техници рангирања. Временске информације се преузимају из сигнала у

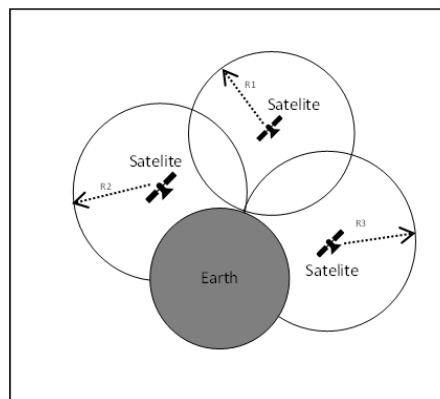
пријемнику и затим се скалирају великом брзином како би се израчунало растојање између предајника и пријемника (једначина 9) [56].

$$\text{Distance} = \text{SpeedLight} \times \text{TimeofArrival} \quad (9)$$

$$D = ct \quad (10)$$

где је  $D$  удаљеност између предајника и пријемника,  $c$  је брзина светлости и  $t$  је временска разлика између преноса и пријема сигнала. Сваки пар сателита и пријемника представља сферу са полупречником једнаке удаљености између предајника и пријемника. Пријемник прима додатне сигнале са два друга сателита, формирајући три сфере. Тачка пресека све три сфере одређује положај пријемника.

Основни концепт GPS приказан је на слици 1.



**Slika 2.** Основни концепт GPS [56]

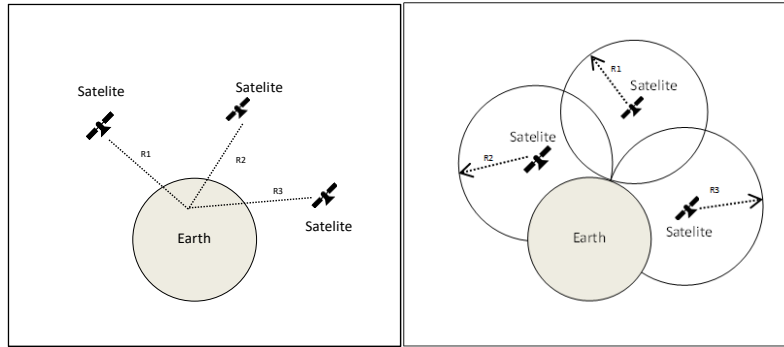
Систем претпоставља да су сателити и пријемници синхронизовани па се тако са три сфере одређује тачан положај. Међутим, сатови пријемника и сателитат нису правилно синхронизовани, што даје нетачност положаја. Зато пријемник прима четврти сигнал са другог сателита и на тај начин добијају се четири сфере за одређивање положаја пријемника. Тада пријемник генерише једначине затвореног облика за решавање пресека четири сфере при чему је тачка пресека тачан положај. [57]

GPS је пасивни сателитски систем заснован на трилатералном методу позиционирања и мерења дужина по принципу одређивања времена путовања радио сигнала. Да би се измерило време путовања радио сигнала, тактови у сателитима и пријемницима морају бити синхронизовани са веома великом тачношћу. Пошто кварцни осцилатори садрже много мању тачност од GPS атомских осцилатора у сателитима, сви временски интервали и време мерења ће имати системску грешку. То значи да су у том тренутку разлике свих сателита подједнако дуге или подједнако краће од стварних вредности, због чега се те дужине називају псеудодужине.

Дужина псеудодужина мења тространи принцип позиционирања GPS. Сл. 2 и 3 илуструје основну идеју. Пријемник из тачке А истовремено мери псеудодужине  $P_i$  према  $S_i$  сателитима, чији су положаји у време мерења познати захваљујући подацима (порукама) које емитују. Свака измерена псеудодужина дефинише једну сферу чији је центар у одговарајућем сателиту. Тродимензионални положај непознате тачке А у принципу је одређен пресеком три такве сфере. Међутим, пошто измерене псеудодужине садрже исту грешку у синхронизацији пријемника и сателита  $b$ , за комплетно решење потребно је најмање четири. Математички, GPS трилатерација се користи за решавање једначине:

$$P_i = (x - x_i)^2 + (y - y_i)^2 + (z - z_i)^2 + b \quad (11)$$

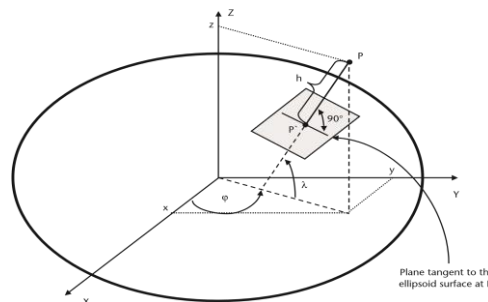
Са непознатим координатама  $(x, y, z)$  тачке  $A$  и непознатом грешком синхронизације  $b$ , са познатим сателитским координатама назначеним горњим индексом  $i = 1, 2, 3, 4$ .



**Slika 3:** GPS принцип трилатерације

Једначине сателитске навигације формулишу се након успостављања референтног координатног система који се односи и на сателите и на пријемник. Сателити и пријемници су дефинисани векторима положаја и брзине у картезијанском координатном систему [58].

У GPS апликацијама, положај тачке у координатном систему може се представити на слици 3:



**Slika 4:** Картезијанске и елипсоидне или геодетске координате [56]

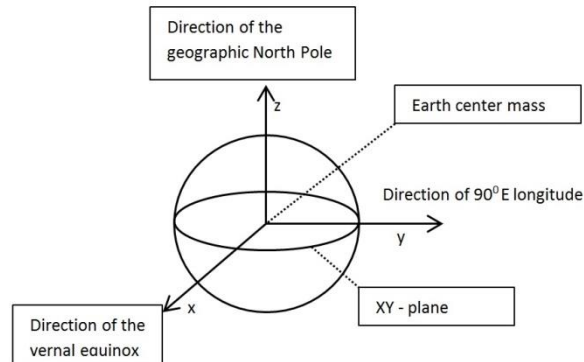
- Картезијанске координате  $(x, y, z)$ ;
- Елипсоидне или геодетске координате  $(\lambda, \phi, h)$ :  $\lambda$  је географска ширина,  $\phi$  је географска дужина, а  $h$  је висина изнад Земљине површине

Концептуална идеја координатног система је референтни систем. Референтни оквир је практична реализација референтног система његовим посматрањем и мерењем (под утицајем грешака). Референтни оквир је листа координата и брзина ћелија (повезаних са кретањем тектонске плоче) које се налазе у подручју које нас занима, заједно са процењеним нивоом грешке у овим вредностима.

GPS користи три координатна система да одговори на три различита захтева [15]: одређивање сателитских орбита, за које је потребан инерцијални координатни систем усмерен према Земљи, процена координата положаја пријемника, што је боље формирано у Земљи усмереној ка Земљи и фиксни координатни систем и њихово приказивање у облику прилагођеном за употребу (тј. у уобичајеним географским координатама географске ширине, дужине и надморске висине).



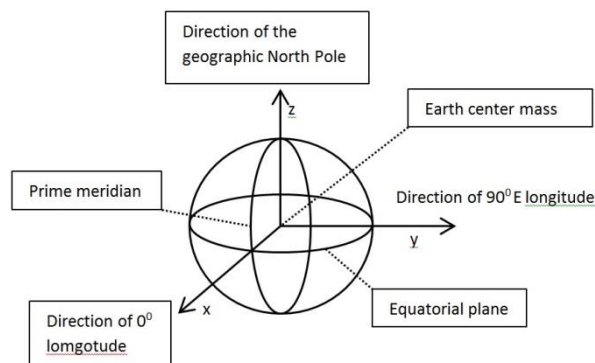
Инерцијални координатни систем (Earth-centered inertial - ECI) који је усредсређен на Земљу користи се за предвиђање положаја вештачких сателита у орбити око земље. [56](види Слику 5).



**Slika 5:** ECI координатни систем [56]

Ротационо оријентисани систем координата (Earth-centered rotational ECEF) није инерцијални и може се користити за дефинисање тродимензионалног положаја картезијанских координата, за laku трансформацију у ширину, дужину и висину [59] (види Сл. 6).

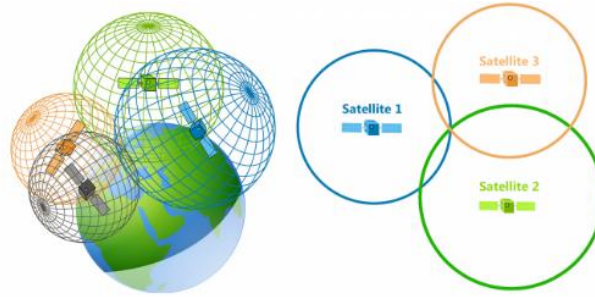
ECEF координатни систем је картезијански, док GPS пријемници приказују свој положај у погледу земљине ширине, дужине и надморске висине који се односе на физички модел Земље



**Slika 6:** (ECEF) координатни систем [56]

Светски геодетски систем 1984 (World Geodetic System – 1984, WGS-84) је референтни оквир ECEF и пружа свеобухватан модел земље и информације о гравитацијским неправилностима за израчунавање сателитских ефемера [58].

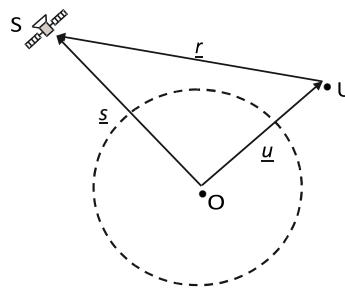
У сателитским навигационим системима користи се концепт трилатерације за фиксирање положаја корисника у тродимензионалном простору (види Слику 7).



**Slika 7:** Концепт трилатерације у тродимензионалном простору [56]

Математичке једначине за одређивање положаја корисника, гледајући слику 8, где је вектор  $s$  познат из навигационе поруке, која укључује сателитске ефемере,  $r$  је вектор удаљености који се одређује множењем ТОА и брзине светлости  $c$ , а  $u$  је непознати вектор који треба да се одреди [58].

$$r = \| \underline{r} \| = \| \underline{d} - \underline{u} \| \quad (12)$$



**Slika 8:** Положај корисника [56]

Ако нема временске синхронизације, пријемник мери временски интервал који садржи одступање између времена GPS система и сателитског сата и одступање између времена GPS система и сата пријемника, можемо да дефинишемо:

- $t_{sat}$  - тренутак GPS система када је навигациони сигнал послат са сателита;
- $t_{rec}$  - време GPS система када је навигациони сигнал стигао до пријемник;
- $\Delta t_{sat}$  - одступање између времена GPS система и сателитског сата;
- $\Delta t_{rec}$  - одступање између времена GPS система и сата пријемника код корисника;

Вредности сателитског сата када је навигациони сигнал преношен је  $t_{sat} + \Delta t_{sat}$ , а читавање пријемног сата у току пријема навигационог сигнала је  $t_{rec} + \Delta t_{rec}$  [58]. На овај начин добијамо праву удаљеност између сателита и пријемника (као псеудодужину  $\rho$ ):

$$r = c(t_{rec} - t_{sat}) \quad (13)$$

$$\begin{aligned} \rho &= c[(t_{rec} + \Delta t_{rec}) - (t_{sat} + \Delta t_{sat})] = c(t_{rec} - t_{sat}) + c(\Delta t_{rec} - \Delta t_{sat}) \\ &= r + c(\Delta t_{rec} - \Delta t_{sat}) \end{aligned} \quad (14)$$

Исправка  $\Delta t_{sat}$  може се занемарити [22], а једначина 14 може да се напише:

$$\rho = r + c\Delta t_{rec} = \|\underline{s} - \underline{u}\| + c\Delta t_{rec} \quad (15)$$

Мерење растојања између три или више сателита и пријемника довољно је да се одреди положај пријемника (види Сliku 7). Тако се једначина 15 изражава преко псеудодужина:

$$\rho_i = \sqrt{(x_i - x_u)^2 + (y_i - y_u)^2 + (z_i - z_u)^2} + c\Delta t_{rec} \quad (16)$$

где  $(x_i, y_i, z_i)$  и  $(x_u, y_u, z_u)$  означавају тродимензионални положај сателита и корисника, респективно. Дакле, имамо четири непознате:  $x, y, z$  и  $\Delta t_{rec}$ . Због тога су потребне најмање четири независне једначине да би се решио систем 17:

$$\begin{aligned} \rho_1 &= \sqrt{(x_1 - x_u)^2 + (y_1 - y_u)^2 + (z_1 - z_u)^2} + c\Delta t_{rec} \\ \rho_2 &= \sqrt{(x_2 - x_u)^2 + (y_2 - y_u)^2 + (z_2 - z_u)^2} + c\Delta t_{rec} \\ \rho_3 &= \sqrt{(x_3 - x_u)^2 + (y_3 - y_u)^2 + (z_3 - z_u)^2} + c\Delta t_{rec} \\ \rho_4 &= \sqrt{(x_4 - x_u)^2 + (y_4 - y_u)^2 + (z_4 - z_u)^2} + c\Delta t_{rec} \end{aligned} \quad (17)$$

Овај систем нелинеарних једначина може се решити различитим методама као што су решења затвореног облика [60] или итеративна решења која се заснивају или на линеаризацији [61] или на Калмановом филтрирању [62]. Међутим, најчешће се користи метода најмање квадрата. У овом случају се грешка сата пријемника множи са  $c$ , чинећи га дужином означеном са  $b = c\Delta t_{rec}$ .

### 3.3.5 Инерцијални навигациони систем (Inertial Navigation System - INS)

Битна карактеристика математичког алата који се користи у навигацији је трансформација кинематике између координатних система. У даљем излагању приказаћемо једначине које описују однос једног система према другом и картезијанског положаја, брзине, убрзања и угаоног односа између референци на инерцијални, земаљски и локални навигациони систем.

Једначине за пренос решења навигације са једног објекта на други картезијански положај, брзина, убрзање и угаони смер усмерени на исти систем трансформације решавају се једноставном применом трансформације координатне матрице [63]:

$$x_{\beta\alpha}^\gamma = C_\delta^\gamma x_{\beta\alpha}^\delta \quad x \in r, v, a, \omega \quad \gamma, \beta \in i, e, n, b \quad (18)$$

Ове трансформације нису изричито представљене за сваки пар система. Координатне матрице трансформације које укључују систем тела – ie:

$$C_b^\beta, C_\beta^b \quad \beta \in i, e, n \quad (19)$$

Они описују положај тог тела према референтном систему. Положај тела према новом референтном систему може се добити једноставним множењем матрице трансформисаних координата између два референтна система:

$$C_b^\delta = C_\beta^\delta C_b^\beta \quad C_\delta^b = C_\beta^{\delta b} C_\delta^\beta \quad \beta, \delta \in i, e, n \quad (20)$$

Ојлерова трансформација, квартернион или ротација вектора у нови референтни систем је сложенија. Једно решење је конвертовати матрицу трансформисаних координата, трансформисати референце, а затим све конвертовати назад.

Центар и  $z$  оса за ЕСИ и ЕСЕФ координатни систем се подударају (види слику 5 и слику 6). Осе  $k$  и  $i$  се подударају у времену  $t_0$ , а системи ротирају око осе  $z$  са  $\omega_{ie}$ . Тако,

$$\begin{aligned} C_i^e &= \begin{pmatrix} \cos\omega_{ie}(t-t_0) & \sin\omega_{ie}(t-t_0) & 0 \\ -\sin\omega_{ie}(t-t_0) & \cos\omega_{ie}(t-t_0) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \\ C_e^i &= \begin{pmatrix} \cos\omega_{ie}(t-t_0) & -\sin\omega_{ie}(t-t_0) & 0 \\ \sin\omega_{ie}(t-t_0) & \cos\omega_{ie}(t-t_0) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (21)$$

Положаји који се односе на два система су исти, тако да се трансформишу само осе за решавање:

$$r_{eb}^e = C_i^e r_{ib}^i, \quad r_{ib}^i = C_e^i r_{eb}^e \quad (22)$$

Трансформација брзине и убрзања је сложенија:

$$V_{eb}^e = C_i^e (v_{ib}^i - \Omega_{ie}^i r_{ib}^i) \quad (23)$$

$$V_{ib}^i = C_e^i (v_{eb}^e - \Omega_{ie}^e r_{eb}^e)$$

$$a_{eb}^e = C_i^e (a_{ib}^i - 2\Omega_{ie}^i v_{ib}^i - \Omega_{ie}^i \Omega_{ie}^i r_{ib}^i) \quad (24)$$

$$a_{ib}^i = C_e^i (a_{eb}^e + 2\Omega_{ie}^e v_{eb}^e + \Omega_{ie}^e \Omega_{ie}^e r_{eb}^e)$$

Угаона померања се трансформишу као:

$$\omega_{eb}^e = C_i^e \left( \omega_{ib}^i - \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_{ie}^i \end{pmatrix} \right), \quad \omega_{ib}^i = C_e^i \left( \omega_{eb}^e - \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_{ie}^e \end{pmatrix} \right) \quad (25)$$

Релативна оријентација Земље и локалних навигационих система одређена је географском ширином  $L_b$  и дужином  $\lambda_b$ , за систем тела чији се центар поклапа са центром локалног навигационог система:

$$C_e^n = \begin{pmatrix} -\sin L_b \cos \lambda_b & -\sin L_b \sin \lambda_b & \cos L_b \\ -\sin \lambda_b & \cos \lambda_b & 0 \\ -\cos L_b \cos \lambda_b & -\cos L_b \sin \lambda_b & -\sin L_b \end{pmatrix} \quad (26)$$

$$C_n^e = \begin{pmatrix} -\sin L_b \cos \lambda_b & -\sin \lambda_b & -\cos L_b \cos \lambda_b \\ -\sin L_b \sin \lambda_b & \cos \lambda_b & -\cos L_b \sin \lambda_b \\ \cos L_b & 0 & -\sin L_b \end{pmatrix}$$

Локација, брзина и убрзање локалног навигационог система су бесмислени јер се центар шасије система подудара са центром навигационог система. Одређивање оса положаја, брзине и убрзања које се односе на Земљу врши се трансформацијом помоћу (26). Угаоно кретање се трансформише као:

$$\omega_{nb}^e = C_e^n (\omega_{eb}^e - \omega_{en}^e), \quad \omega_{eb}^e = C_n^e (\omega_{nb}^n + \omega_{en}^n) \quad (27)$$

$$= C_e^n \omega_{eb}^e - \omega_{en}^e$$

Координате локалних инерцијално трансформисаних навигационих система добијају се множењем (26) и (27):

$$C_i^n = \begin{pmatrix} -\sin L_b \cos(\lambda_b + \omega_{ie}(t - t_0)) & -\sin L_b \sin(\lambda_b + \omega_{ie}(t - t_0)) & \cos L_b \\ -\sin(\lambda_b + \omega_{ie}(t - t_0)) & \cos(\lambda_b + \omega_{ie}(t - t_0)) & 0 \\ -\cos L_b \cos(\lambda_b + \omega_{ie}(t - t_0)) & -\cos L_b \sin(\lambda_b + \omega_{ie}(t - t_0)) & -\sin L_b \end{pmatrix} \quad (28)$$

$$C_n^i = \begin{pmatrix} -\sin L_b \cos(\lambda_b + \omega_{ie}(t - t_0)) & -\sin(\lambda_b + \omega_{ie}(t - t_0)) & -\cos L_b \cos(\lambda_b + \omega_{ie}(t - t_0)) \\ -\sin L_b \sin(\lambda_b + \omega_{ie}(t - t_0)) & \cos(\lambda_b + \omega_{ie}(t - t_0)) & -\cos L_b \sin(\lambda_b + \omega_{ie}(t - t_0)) \\ -\cos L_b & 0 & -\sin L_b \end{pmatrix}$$

Брзина, у односу на тло, и убрзање, у оси навигационог система, трансформишу се у одговарајућу инерцијалну референцу инерцијалног система као:

$$V_{eb}^n = C_i^n (v_{ib}^i - \Omega_{ib}^i r_{ib}^i) \quad (29)$$

$$\begin{aligned} V_{ib}^i &= C_n^i v_{eb}^n + C_e^i \Omega_{ie}^i r_{eb}^e \\ a_{eb}^n &= C_i^n (a_{ib}^i - 2\Omega_{ie}^i v_{ib}^i - \Omega_{ie}^i \Omega_{ie}^i r_{ib}^i) \\ a_{ib}^i &= C_n^i (a_{eb}^n + 2\Omega_{ie}^n v_{eb}^n + C_e^i \Omega_{ie}^e \Omega_{ie}^e r_{eb}^e) \end{aligned} \quad (30)$$

Угаоно кретање трансформише се као:

$$\begin{aligned} \omega_{nb}^n &= C_i^n (\omega_{ib}^i - \omega_{in}^i) \\ &= C_i^n (\omega_{ib}^i - \omega_{ie}^i) - \omega_{en}^n \\ \omega_{ib}^i &= C_n^i (\omega_{nb}^n - \omega_{in}^n) \\ &= C_n^i (\omega_{nb}^n - \omega_{en}^n) + \omega_{ie}^i \end{aligned} \quad (31)$$

Понекад постоји захтев да тело преноси решење за навигацију из једне позиције у другу, на пример између INS и GPS антене, између INS и тежишта или између референтног и поравнавајућег INS.

Представићемо једначине за транспозицију положаја, брзине и положаја од  $b$  система до  $B$  система. Нека је оријентација оквира  $B$  у односу на оквир  $b$  дата као  $C_b^B$ , а положај  $B$  у односу на осе оквира  $b$  је  $I_{bB}^b$ . Ово је познато као полука. Полука је математички идентична картезијанској позицији са  $B$  као објектним системом и  $b$  као референтним и резолуцијским системима. Слика 9 ово илуструје:

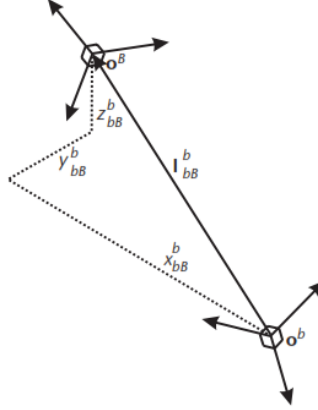
$$\begin{aligned} C_\beta^B &= C_b^B C_\beta^b \\ C_B^\beta &= C_b^\beta C_B^b \end{aligned} \quad (32)$$

Можемо померити картезијанску позицију:

$$r_{\beta B}^\gamma = r_{\beta b}^\gamma + C_b^\gamma 1_b^b \quad (33)$$

Тачна трансформација географске ширине, дужине и висине захтева претварање у картезијански положај и обратно. Ако применимо апроксимацију малог угла на  $l/R$ , где је  $R$ , полупречник Земље, можемо даље користити:

$$\begin{pmatrix} L_B \\ \lambda_B \\ h_H \end{pmatrix} \approx \begin{pmatrix} L_B \\ \lambda_B \\ h_H \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 1/(R_N(L_b) + h_b) & 0 & 0 \\ 0 & 1/[(R_E(L_b) + h_b)\cos L_b] & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{pmatrix} C_b^n 1_{bB}^b \quad (34)$$



**Slika 9:** Полука од  $b$  до  $B$  [63]

На крају, транспозиција брзине добија се диференцирањем (33) [63]

$$v_{\beta B}^y = v_{\beta b}^y + C_b^y C_b^{y\beta} 1_{bB}^b \quad (35)$$

Узимајући да је  $1_{\beta B}^b$  константа:

$$v_{\beta B}^y = v_{\beta b}^y + C_b^y (\omega_{\beta b}^b \wedge I_{bB}^b) \quad (36)$$

Теорија процене [63] и Калманов филтер дају теоретски оквир за употребу информација добијених од различитих сензора у навигацији. Један од најчешћих алтернативних сензора је сателитски навигациони радио сигнал, попут GPS, који се може користити за све врсте кретања, са директном видљивошћу неба. Правилним комбиновањем података из INS и других система (GPS / INS) грешке у положају и брзини су стабилне. Такође, INS се може користити као краткотрајна замена када GPS сигнали нису доступни, на пример приликом проласка кроз тунел итд [64].

Теорија процене је поље статистике која се бави проценом параметара заснованих на мереним (емпиријским) подацима који имају случајну компоненту. Параметри описују основне физичке поставке тако да њихова вредност утиче на дистрибуцију измерених података. Процењивач покушава приближити вредност непознатих параметара мерењем.

Зато радари имају циљ да одреде удаљеност објекта (авиона, бродова итд.) анализом двосмерног транзитног времена примљених и одбијених сигнала. Пошто су рефлексни импулси уграђени у електрични шум, њихове измерене вредности се насумично поделе, тако да време транзита мора бити процењено.

За такав модел мора постојати више статистичких података за имплементацију процењивача.

### 3.3.6 Terrain Contour Matching - TERCOM

Данас се користи велики број алгоритама корелације за корелацију измерених са референтним подацима. То су средња разлика квадрата (MSD - mean squared difference),

средња апсолутна разлика (MAD - mean absolute difference), нормализована MAD итд. МАД алгоритам даје најбољу тачност и ефикасност у реалном времену. MAD алгоритам, је дефинисан на следећи начин [65]:

$$MAD_{k,m} = \left(\frac{1}{n}\right) \sum_{i=1}^N |h_{k,m} - H_{m,n}| \quad (37)$$

$MAD_{k,m}$  вредност средње апсолутне разлике између поља  $k$ th терена и  $m$ th колона референтне матрице;

$N$  број узорака у измереној висини терена и обично је такође једнак броју редова; у референтној матрици;

$M$  број ступаца референтне матрице;

$K$  број измерених висина терена који се користе у корелацијском поступку (за SSLM технику  $K = 1$ );

$||$  апсолутна вредност аргумента;

$n, m, k$  врсте, колоне и индекси висине терена;

$H_{m,n}$  ускладиштени подаци референтне матрице:  $1 \leq m \leq M, 1 \leq n \leq N$ ;

$h_{k,m}$   $k$ th измерена висина терена:  $1 \leq k \leq K$ ;

Математички израз за MSD алгоритам је:

$$MSD_{j,k} = \left(\frac{1}{n}\right) \sum_{i=1}^N (S_{ij} - S_{ik})^2 \quad (38)$$

$S_{ij}, S_{ik} = j$ th and  $k$ th profiles

$N = \text{length of each profil}$

Униформност MAD алгоритма као у изразу за MSD алгоритам:

$$MAD_{k,m} = \left(\frac{1}{n}\right) \sum_{i=1}^N |S_{ij} - S_{ik}| \quad (39)$$

Из (38) и (39), двосмисленост  $\xi$  између било која два профила је дефинисана као вероватноћа  $P$  и може се математички изразити:

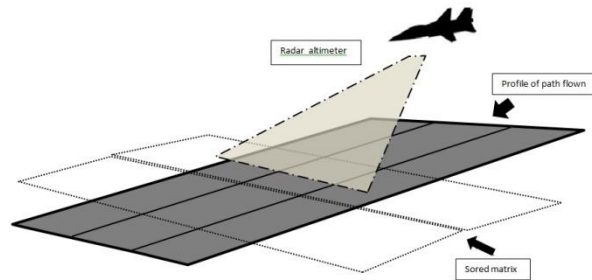
$$\xi_{jk} = \begin{cases} P[C_{jk} < C_{jj}], & \text{here a minimum of } C_{jk} \text{ is sought,} \\ P[C_{jk} > C_{jj}], & \text{where a maximum of } C_{jk} \text{ is sought} \end{cases}$$

За MAD процесор,  $C_{jk}$  је:

$$C_{jk} = \left(\frac{1}{N}\right) \sum_{i=1}^N |S_{ij} - R_{ik}| \quad (40)$$

$$S_j = j\text{th измерени профил}$$
$$R_i = k\text{th измерени профил}$$

Потребан је систем корелације терена за ажурирање положаја инерцијалног навигацијског система за крстареће ракете. Концепт корелације терена приказан је на слици 10.



**Slika 10:** Концепт корелације терена[65]

У овом систему корелациони подаци представљају скуп података о висини терена. Низ се добија помоћу радарског и инерцијалног баро-температурног висиномера који даје референтну средњу висину. Ова два мерења, са радарског висиномера и средње висине, одузимају се за добијање варијације висине лета. Ови нови подаци упоређују се са референтним у рачунару авиона. Матрица референтне висине назива се корелацијска мапа терена. Рачунајући најбоље подудараше измерених и висинских података, навигациони систем процењује свој положај када је постављен изнад средине карте и затим се ажурира [66].

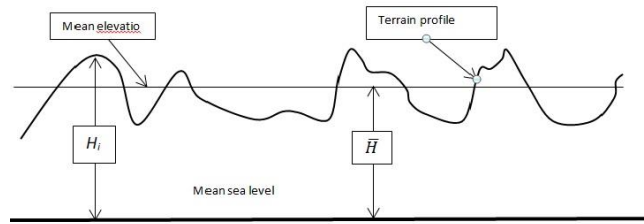
Фактори који се користе за избор подручја ажурирања су храпавост и јединственост терена. Концепт TERCOM неће радити на свим врстама терена. На пример, разноврснији терен је бољи од монотоног (пустиња, океани итд). Међутим, добар терен мора бити јединствен тј. TERCOM мапе не смеју бити сличне. Грубост терена је стандардно одступање образаца висине терена (види Сл. 11) и обично се назива „sigma-T“ или  $\sigma_T$ .

$$\sigma_T = \sqrt{\left(\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (H_i - \bar{H})^2\right)} \quad (41)$$

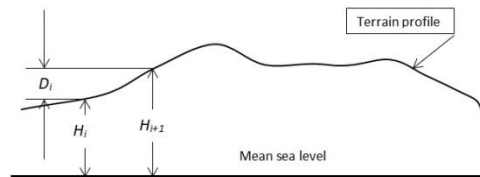
Где је  $\bar{H} = \left(\frac{1}{N}\right) \sum_{i=1}^N H_i$ .

Језера и равна подручја имају ниске вредности sigma-T. Због тога они нису погодни као тачке фиксирања. Међутим, sigma-T није једини критеријум за утврђивање погодности TERCOM операција.





**Slika 11:** Земљина стандардна девијација (Terrain standard deviation) ( $\sigma_T$ ) [65]



**Slika 12:** Дефиниција sigma-Z [65]

Постоје три параметра која се користе за опис терена који се односе на TERCOM, а њихове вредности могу указивати на способност терена да подржи успешно решење. Ови параметри су sigma-T, sigma-Z ( $\sigma_Z$ ) и  $X_T$  дужина корелације терена.

Дужина корелације  $X_T$  представља одвајање између два реда или ступца матрице елевације терена потребног да се њихова нормализована функција аутокорелације смањи на вредност  $e^{-1}$ .

Sigma-Z је дефинисано као стандардно одступање од тачке до тачке промене нагиба као што је приказано на слици 12. Попут sigma-T, вредност sigma-Z показује хрпаовост терена. sigma-Z валидно показује перформансе TERCOM. Израз за sigma-Z дат је једначином:

$$\sigma_Z = \sqrt{\frac{1}{(N-1)} \sum_{i=1}^N (D_i - D)^2} \quad (42)$$

$$D_i = H_i - H_{i+1}, \text{ and } D = \frac{1}{(N-1)} \sum_{i=1}^{N-1} D_i \quad (43)$$

Где је,

$$D_i = H_i - H_{i+1} \quad (44)$$

$$D = \frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^{N-1} D_i \quad (45)$$

Два параметра sigma-T и sigma-Z односе се на трећи параметар  $X_T$  као:

$$\sigma_Z^2 = 2\sigma_T^2 \left[ 1 - \exp\left(-\frac{d}{X_T}\right) \right]^2 \quad (46)$$

Где је  $d$  величина ћелије.

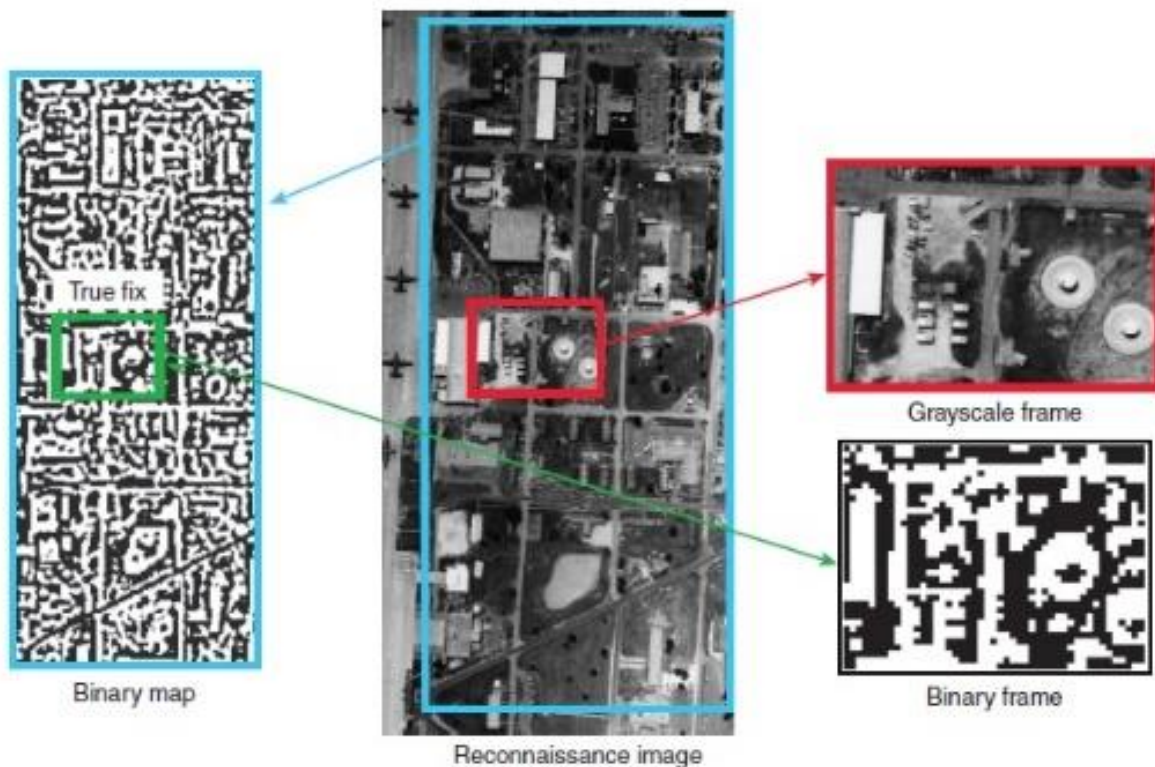
### 3.3.7 Digital Scene-Mapping Area Correlator – DSMAC

DSMAC је развило Одељење за ваздухопловство Морнаричког ваздухопловног центра Индијанаполис (Aviation Department of the Indianapolis Naval Aviation Center). Да би се омогућила ефикасна употреба DSMAC, било је потребно развити системе обраде и корелације DSMAC у авиону током лета, предвиђање перформанси и анализа сложених оперативних модела [67].

Време је веома важна референца у раду DSMAC, јер се обрада података мапа може обавити месецима пре полетања. DSMAC мапе се креирају током планирања мисије, а планирање мисије има три циља[67].

- идентификовање подручја погодних за DSMAC операције;
- креирање DSMAC мапа за одабрана подручја;
- њихова процена;

Аналитичар врши визуелни преглед слика, добијених извиђањем, како би утврдио да ли су погодне за употребу у DSMAC. Током овог процеса, уз помоћ хардвера, он појачава контраст и резолуцију. Након избора терена израђују се DSMAC мапе на основу слика добијених од извиђача које су дигитално обрађене. Оне су смањене резолуције, дигитално филтриране за уклањање локалне просечне осветљености и конвертоване из мултибитног у једнобитни (бинарни) облик. (Сл. 13)



Слика 13: DSMAC операција[68]

Наведено се ради због смањења количина података за уношење у систем ради уштеде ресурса и убрзања обраде. Слика 13 приказује фотографију која је обрађена за креирање бинарног записа референтне карта на левој страни. Симулирани оквир и одговарајући бинарни приказ дати су с десне стране. Зелени оквир изнад референтне мапе приказује позицију на којој се овај оквир подударе са референцом [68].

Како ракета добија сваки кадар, DSMAC јединица корелира оквир са референтном мапом како би одредила где се тачно две слике подудару. Корелација упоређује оквир на свакој могућој локацији, рачунајући број бинарних пиксела који се подудару између оквира и мапе. Што је већа корелациона вредност, то је вероватнија тачна локација оквира унутар мапе. Највећа добијена вредност корелације назива се врх корелације.

При планирању мисије аналитичари користе више рачунарских алгоритама за процену поузданости DSMAC за исправно ажурирање положаја летелице за изабрани модел. Ови алгоритми моделирају терене разних карактеристика и њихов утицај на DSMAC. Неки модели симулирају прорачуне у авиону, друге временске карактеристике као што су доба дана, сезона итд.

### 3.4 Теоријски модел одређивања оптималних путања

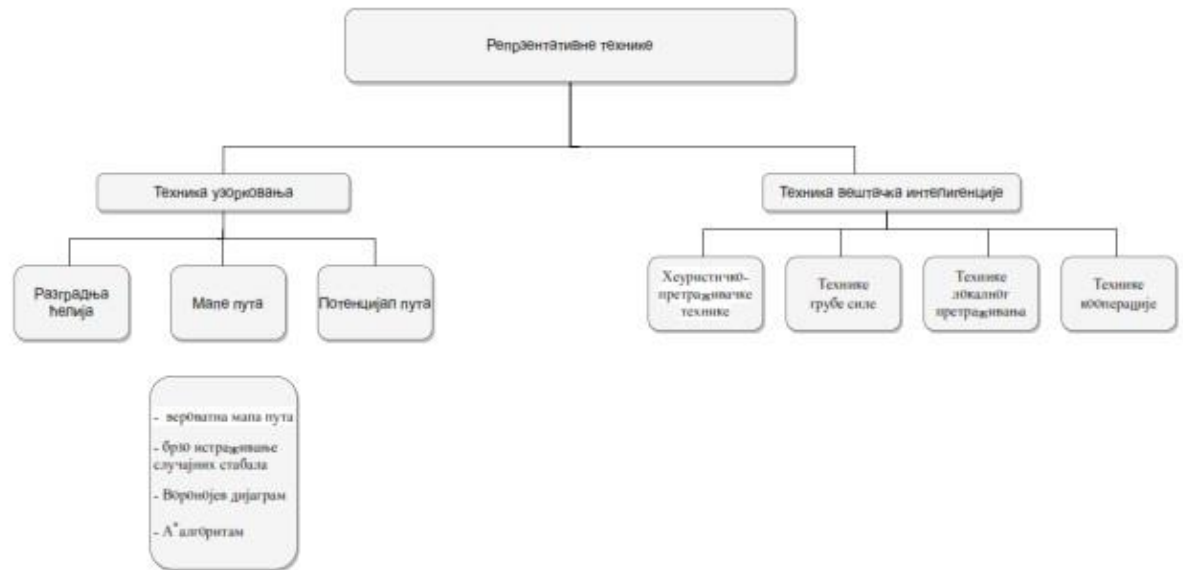
Трајекторија путања и проналажење оптималног пута између места полетања и циља представља изузетно сложен проблем који се изучава у области беспилотних летелицама (UAV). За решавање овог задатка неопходно је формирати модел (мапу) окружења током читавог лета UAV. Задатак и циљ планирања путања лета није само да се пронађе оптимална и најкраћа путања већ и да се UAV-има омогући сигуран лет до крајњег одредишта.

Планирање путње UAV представља проблем одређивања путање од почетне тачке до циљне тачке при чему не би требало да буде судара са околним препрекама. За планирање путање неопходан је 3-Д (тродимензионални) приказ окружења јер 2-Д (дводимензионалне) методе планирања пута нису у могућности да пронађу препреке и објекте.

Савремене технике планирања путање за беспилотне летелице можемо класификоване у три опште категорије [69]:

1. репрезентативне технике;
2. кооперативне технике;
3. некооперативне технике;

**1. Репрезентативне** технике планирања путање беспилотних летелица можемо класификовати у две категорије. Прва категорија техника планирања путања заснива се на простору који зависи од распадања ћелија мапе пута, потенцијалних поља и Воронојев дијаграм. Друга категорија заснива се на координисаним и некоординисаним техникама засноване на алгоритмима као што су: генетски алгоритам, еволутивни модели, симулирани метод жарења, оптимизација колоније мравца (ACO – ant colony optimization) итд [23-45]. Класификација техника планирања пута UAV приказана је на слици 18.



Слика 14: Класификација техника планирања пута UAV

**2. Кооперативне** технике састоје се од математичких, био, модела машинског учења, контролних модела који се користе за планирање путање UAV-а.

Кооперативне технике планирање и избор оптималне путање (трајекторије) беспилотне летелице заснива на математичком моделу који користи велики број различитих модела, једначина и функција као што су: функција Љапунова, Безијерове криве, линеарно програмирање, теорија управљања, пробабилистички модели, метахеуристички модели, модели оптимизације, био модели итд. Сви модели узимају у обзир утицајне факторе као што су трошак, време и енергија.

Машинско учење представља део АИ који омогућава рачунару у летелици да одговори у датој ситуацији без изричитог програмирања.

**3. Некооперативне** технике су оне у којима методе планирања путање и алгоритми делују независно и морају бити свесни правила и прописа како би пронашли најоптималнији пут за UAV. Постоји велики број алгоритама који се користе у овој техници попут



алгоритма заснованих на претрази графова, Floyd алгоритма, алгоритма за попуњавање поплаве итд.

## 4. Нумерички модел

### 4.1. Генерисање нумеричког модела

За успешно прецизно слетање на задатој произвољној локацији користићемо алгоритам визуелне навигације. Овај алгоритам заснива се на подударачу линија на месту слетања за одређивање положаја беспилотне летелице током лета и завршне фазе спуштања.

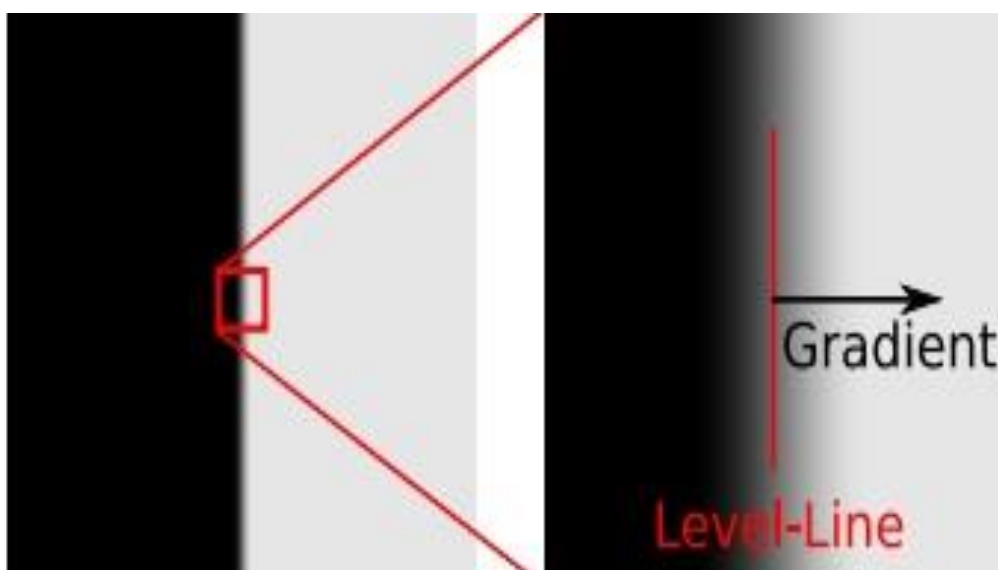
Орјентери који се обично користе за навигацију су најразличитији објекти. У слободном простору то могу бити зграде, мостови, планине, реке, кањони итд, а у у затвореном простору стубови, столице, столови итд.

Пошто се ови орјентери користе помоћу слика број тачака које карактеришу неки објекат огроман скуп података и на тај начин процес њихове анализе постаје сложен и дуготрајан. Зато се ови објекти превде у карактеристичне визуелне линије које се могу користити као навигациони орјентери за визуелну навигацију кохја може бити апсолутна и релативна.

За подудараче слика које се налазе у меморији рачунара беспилотне летелице и слике која је снимљена екстерним сензором - камером на позицији слетања користи се LSD Line Segment Detector (Детектор сегмента линија)

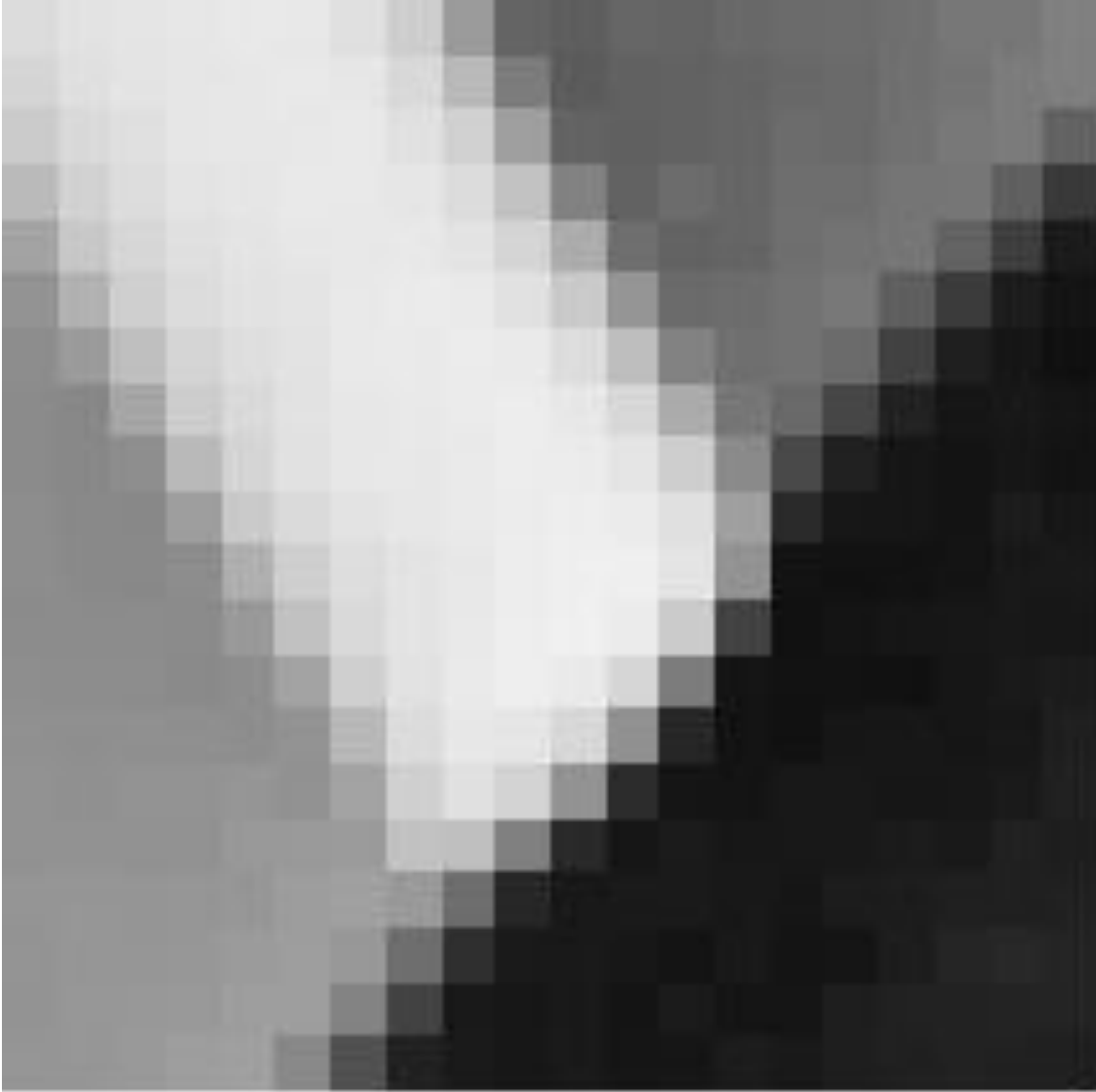
LSD алгоритам је линеарни детектор сегмента линија који даје прецизне резултате подпиксела при чему је дизајниран за рад на било којој дигиталној слици без подешавања параметара. Овај алгоритам може да контролише број сопствених лажних детекције при чему је дозвољен један лажни аларм.

LSD открива локално равне контуре на сликама које називамо сегментима линија. Контуре су зоне слике у којима се ниво сиве боје довољно брзо мења из тамног у светло или супротно. Градијент и линије нивоа слике представљају кључне податке за прорачуне, слика 15. Алгоритам почиње израчунавањем угла линије нивоа за сваки пиксел да би се формирало поље линије нивоа, тј. јединично векторско поље тако да су сви вектори тангенти на линију нивоа која пролази кроз њихову базу тачка. [70]



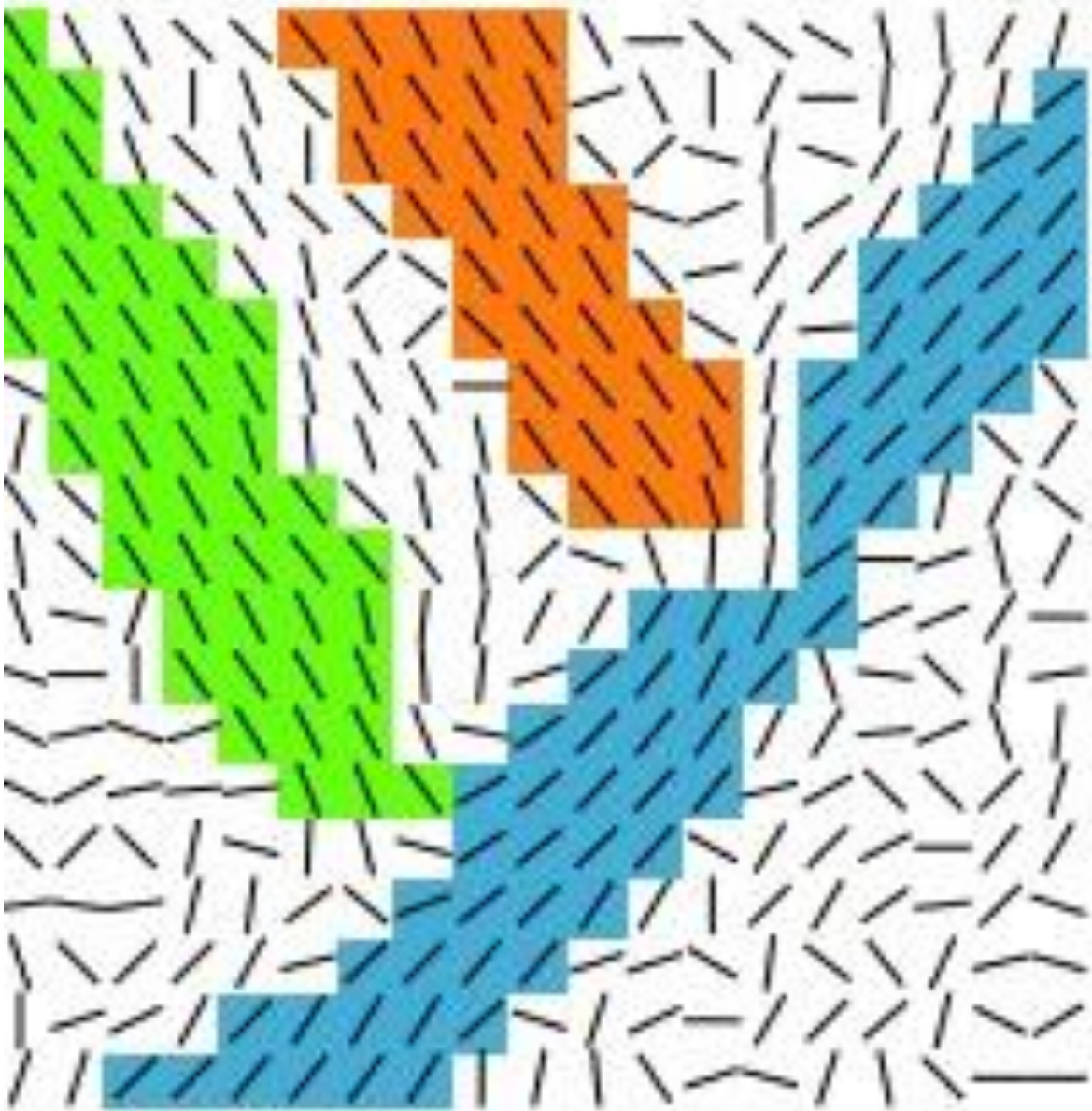
Слика 15: [70]

Затим се ово поље сегментира на повезане регионе пиксела који деле исту линију нивоа угла до одређене толеранције  $\tau$ . Ови повезани региони се називају региони подршке линији, слика 16 [70]



Слика 16: [70]

Сваки регион подршке линији (скуп пиксела) је кандидат за сегмент линије и одговарајући геометријски објекат (правоугаоник у овом случају) мора бити повезан са њим. Главна инерцијална оса региона за подршку линије користи се као главни правац правоугаоника, а величина правоугаоника се бира тако да покрива цео регион, слика 17 [70]. Сваки правоугаоник подлеже процедури валидације. Овај алгоритам узима слику сивог нивоа као улаз и враћа листу откривених сегмената линије.



Слика 17: [70]

ЛСД је дизајниран као алат за аутоматску анализу слике. Као такав мора да ради без било каквог подешавања параметара. Алгоритам заправо зависи од неколико бројева који одређују његово понашање; али су њихове вредности пажљиво осмишљене да раде на свим сликама. Сваки корак алгоритма је дизајниран као критеријум за подешавање шест интерних параметара:  $S$ ,  $\Sigma$ ,  $\rho$ ,  $\tau$ ,  $D$  и  $\epsilon$ .

Алгоритам 1 је комплетно описан у псеудокоду [70]



LSD: Line Segment Detector input: An image  $I$ . output: A list out of rectangles.

---

**Algorithm 1: LSD: Line Segment Detector**

---

```
input: An image  $I$ .  
output: A list out of rectangles.  
1  $I_S \leftarrow \text{ScaleImage}(I, S, \sigma = \frac{\Sigma}{S})$   
2  $(LLA, |\nabla I_S|, \text{OrderedListPixels}) \leftarrow \text{Gradient}(I_S)$   
3  $\text{Status} \leftarrow \begin{cases} \text{USED,} & \text{pixels with } |\nabla I_S| \leq \rho \\ \text{NOT USED,} & \text{otherwise} \end{cases}$   
4 foreach pixel  $P \in \text{OrderedListPixels}$  do  
5 |   if  $\text{Status}(P) = \text{NOT USED}$  then  
6 | |    $\text{region} \leftarrow \text{RegionGrow}(P, \tau)$   
7 | |    $\text{rect} \leftarrow \text{Rectangle}(\text{region})$   
8 | |   while  $\text{AlignedPixelDensity}(\text{rect}, \tau) < D$  do  
9 | | |    $\text{region} \leftarrow \text{CutRegion}(\text{region})$   
10 | | |   $\text{rect} \leftarrow \text{Rectangle}(\text{region})$   
11 | |   end  
12 | |    $\text{rect} \leftarrow \text{ImproveRectangle}(\text{rect})$   
13 | |    $nfa \leftarrow \text{NFA}(\text{rect})$   
14 | |   if  $nfa \leq \varepsilon$  then  
15 | | |   Add  $\text{rect} \rightarrow \text{out}$   
16 | |   end  
17 |   end  
18 end
```

---

## Алгоритам 1

- $S = 0.8$  - фактор скалирања  
 $\Sigma = 0.6$   
 $\Sigma = \Sigma/S$  - стандардна девијација Гаусовог јерзгра  
 $\rho = q/\sin\tau$  - праг градијента толеранција угла,  $q = 2$  је граница  
 $D = 0.7$  - праг густине провиугаоника  
 $\varepsilon$  - гранична вредност за правоугаонике са ласним алармом  $< 1$

У овом раду интегрисана визуелна навигација има задатак да омогући прецизно слетање у задатој тачки и превазиђе генерисане грешке релативне навигације и ограничену примену апсолутне навигације. Резултати експерименталне симулације показују да интегрисани навигациони алгоритам решава ограничење једног режима навигације и побољшава ефикасност и стабилност алгоритма.

Услед велике удаљености, разних ометања и проблема у комуникацији, навигациони систем захтева да буде опремљен додатним аутономним функцијама ради успешног извршења постављеног задатка односно слетања на задатој локацији. Међутим, грешке инерцијалне или ГПС навигације се тешко исправљају и оне се акумулирају током слетања што утиче на прецизност слетања.

Да би се превазишао проблем инерцијалне и/или GPS навигације, неопходно је увести мерења од других сензора да би се добио нови аутономни алгоритам навигације. Увођење визуелног сензора омогућава да се неки други параметри или карактеристике на терену користе као навигациони оријентир алгоритма визуелне навигације [71].

Алгоритми визуелне навигације се могу поделити у две категорије:

- апсолутна навигација узима карактеристике са познатом позицијом као навигационе оријентире и процењује позицију и положај беспилотне летелице у односу на координатни систем места слетања;

- релативна навигација процењује положај и позицију беспилотне летелице између суседних оквира коришћењем карактеристика без познатих информација

Површине текстуре сличне линијама су најчешће визуелне карактеристике које се бирају као оријентир за навигацију [72]. За визуелну апсолутну навигацију потребна је база података о референтним карактеристикама, укључујући и податке о позицији карактеристике на сликама, које треба утврдити пре слетања.

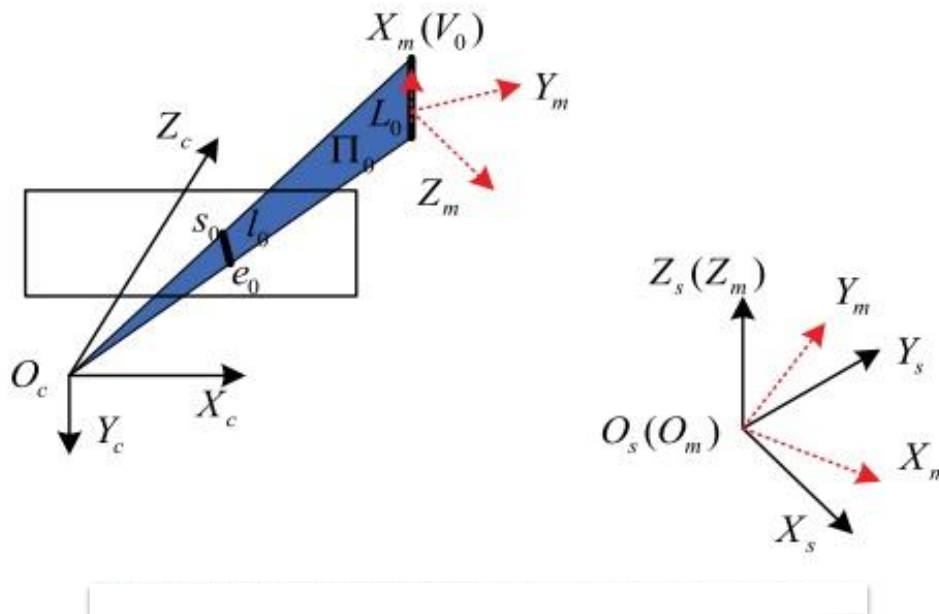
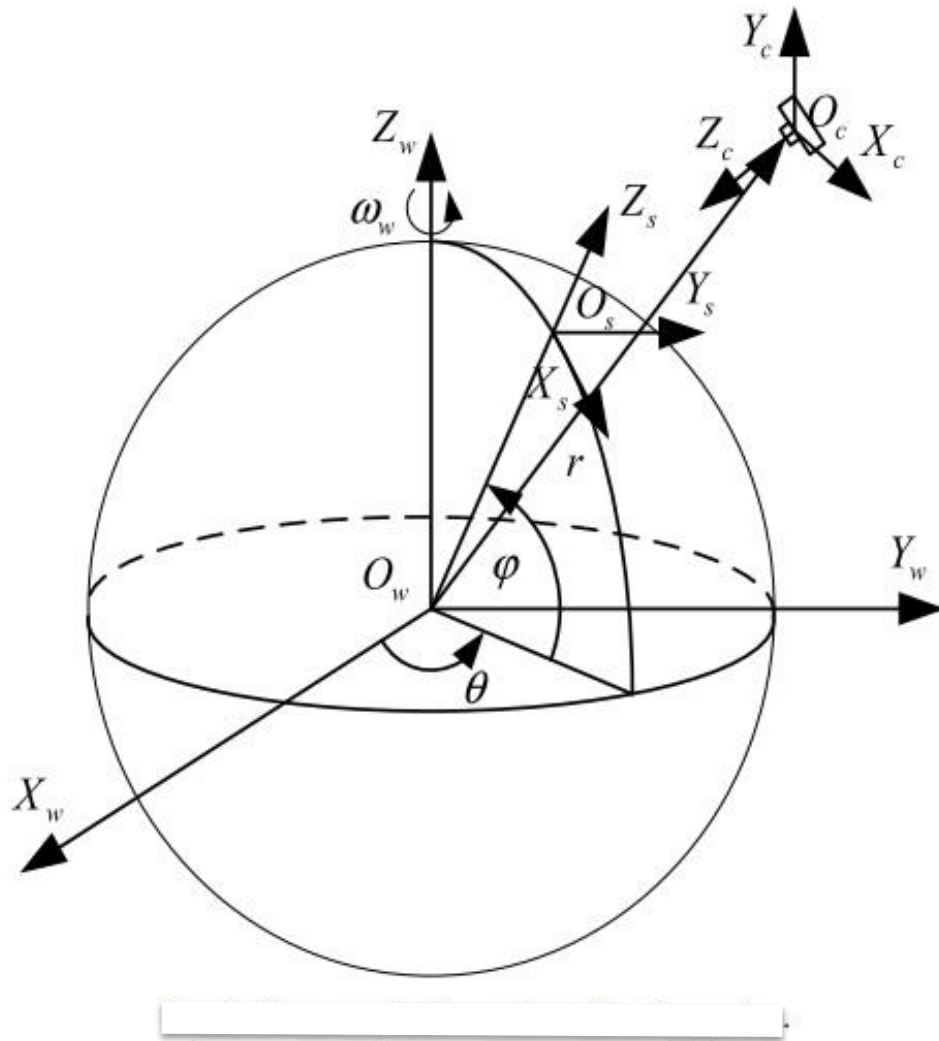
Апсолутна навигација и релативна навигација се интегришу како би се превазишло ограничење само једне навигације.

Алгоритам за подударање линија маркера или одређене карактеристике (објекат, планина, река, зграда итд) може се поделити у три корака: линија екстракција, опис линије и подударање линија.

Током лета беспилотна летелица мења свој положај у односу на задатау локацију. На тај начин мења се и релативни положај задатог места слетања које се налази у меморији рачунара са којим се упоређује реални снимак добијен од камере. Зато је неопходно да се упореде слике и изврши подударање линија са слике у меморији навигационог рачунара беспилотне летелице и слике која се добија од екстерног сензора - камере. За то се користе наменски алгоритми. Резултат подударања представља основу за реализацију алгоритма визуелне навигације беспилотне летелице

### **Метод визуелне навигације заснован на подударању линија.**

Брзо и тачно одређивање положаја беспилотне летелице може се спровести помоћу три навигациона алгоритма са линијама у истој равни док је корелациони координатни систем приказан на слици 18 [71].



Слика 18 : Корелациони координатни систем [71]

**Формирање корелационог координатног система.**

а. Место слетања, фиксни координатни систем.

Координатни систем се поставља у место изабрано за слетање мисије;

$$\Sigma^s : O_s - X_s Y_s Z_s \quad (55)$$

б. Координатни систем навигационе камере.

Координатни систем користи оптички центар навигационе камере као полазну тачку;

$$\Sigma^c : O_c - X_c Y_c Z_c \quad (56)$$

ц. Модел алтернативног координатног система.

Локални координатни систем се поклапа са фиксним координатним системом;

$$\Sigma^m : O_m - X_m Y_m Z_m \quad (57)$$

**Апсолутна навигација**

Алгоритам апсолутне навигације беспилотне летелице заснован је на подударуњу карактеристика у равни која је дизајнирана као  $l_i = (s_i, e_i)$ .

Према [71] једначине којима се дефинише апсолуна визуелна навигација су:

$$M_j Q = 0 \quad (58)$$

Gде је:

$$M_j = \begin{bmatrix} \bar{x}_l a_{ij} + \bar{x}_l c_{ij} & \bar{x}_l a_{ij} - \bar{x}_l c_{ij} & 0 & 0 & 0 & \bar{y}_l b_{ij} \\ \bar{x}_l x_{ij}^m + \bar{z}_l z_{ij}^m & \bar{x}_l x_{ij}^m - \bar{z}_l z_{ij}^m & -x' & -y' & -z' & \bar{y}_l y_{ij}^m \end{bmatrix} \quad (59)$$

$$Q = [\cos \beta \sin \beta x^c y^c z^c l]^T \quad (60)$$

Методом сингуларне декомпозиције се решавају дате једначине. На тај начин добијени су параметри положаја и положаја услед одговарајућег угла ротацијације и транслаторног вектора  $t$ . Затим се транслациони вектор израчунава као  $t = (R_s^c)^T t$ .

**Релативна навигација**

У релативној визуелној навигацији, координатни систем беспилотне летелице и координатни систем навигационе камере су комбиновани са апсолутним визуелним навигационим системом. Координатни систем навигационе камере поклапа се са фиксним координатним системом беспилотне летелице. Са променом висине слетања број карактеристичних линија у бази података са референтним се смањује при чему се опсег примене апсолутним навигациони алгоритам смањен корак по корак.

Према [71] релативна навигација је описана са:

$$HL = 0 \quad (61)$$

Где је

$H =$

$$\begin{bmatrix} (n_1^3)^T * (n_1^1 \times R^{-1}n_1^2)(1,1) - (n_1^2)^T * (n_1^2)^T * (n_1^1 \times S^{-1}n_1^3)(1,1) \\ (n_1^3)^T * (n_1^1 \times R^{-1}n_1^2)(2,1) - (n_1^2)^T * (n_1^2)^T * (n_1^1 \times S^{-1}n_1^3)(2,1) \\ (n_1^3)^T * (n_1^1 \times R^{-1}n_1^2)(3,1) - (n_1^2)^T * (n_1^2)^T * (n_1^1 \times S^{-1}n_1^3)(3,1) \\ \vdots \\ (n_j^3)^T * (n_j^1 \times R^{-1}n_j^2)(1,1) - (n_j^2)^T * (n_j^2)^T * (n_j^1 \times S^{-1}n_j^3)(1,1) \\ (n_j^3)^T * (n_j^1 \times R^{-1}n_j^2)(2,1) - (n_j^2)^T * (n_j^2)^T * (n_j^1 \times S^{-1}n_j^3)(2,1) \\ (n_j^3)^T * (n_j^1 \times R^{-1}n_j^2)(3,1) - (n_j^2)^T * (n_j^2)^T * (n_j^1 \times S^{-1}n_j^3)(3,1) \end{bmatrix} \quad (62)$$

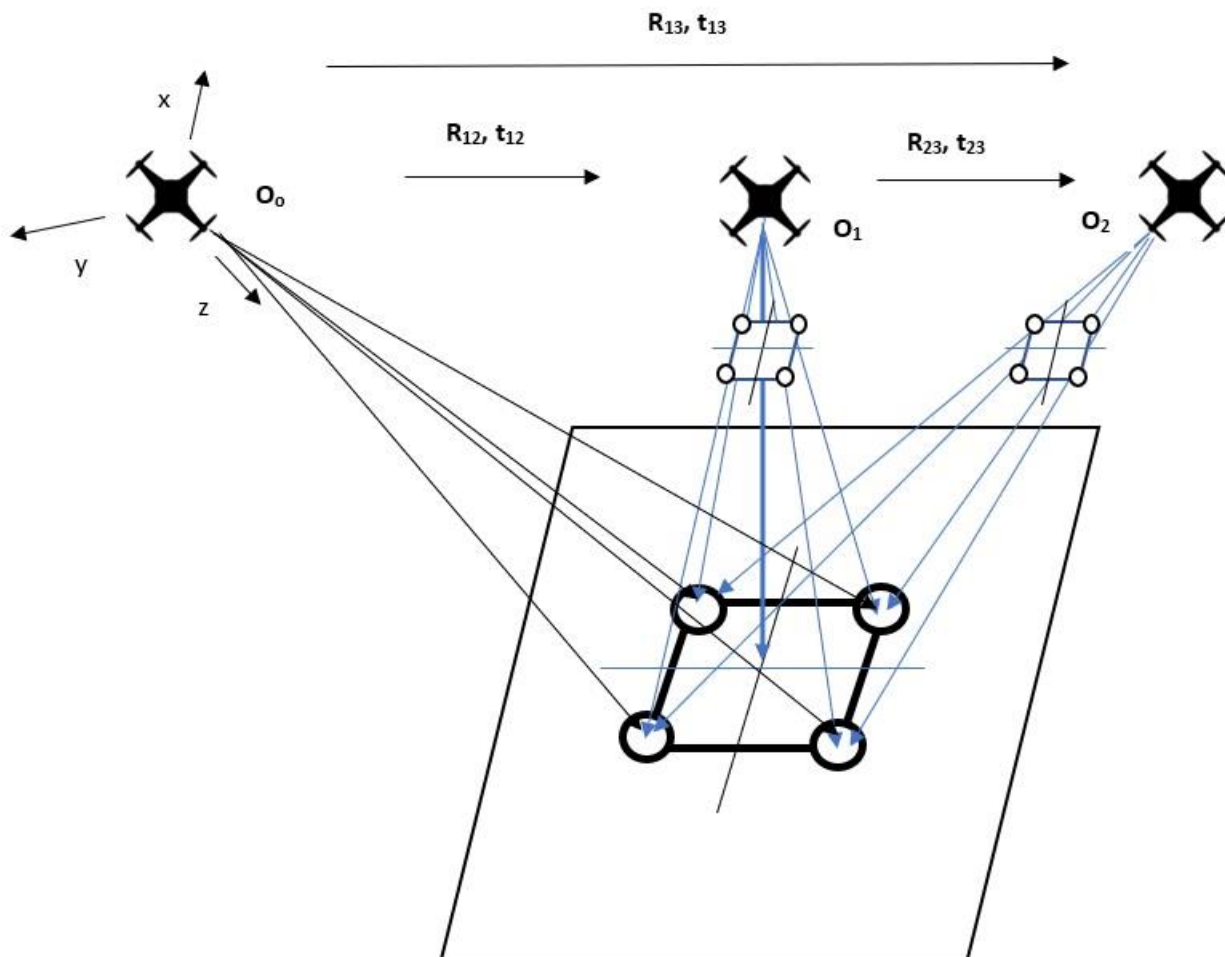
$$L = \begin{bmatrix} U \\ T \end{bmatrix} \quad (63)$$

За решавање једначине  $HL = 0$  користи се линеарна метода најмањих квадрата. Као решење ове једначине узима се сопствени вектор који одговара минималној вредности матрице  $H^T H$ .

### Интегрисана навигација

Коришћење само једне методе визуелне навигације увек има своје недостатке, зато се за добијање прецизнијих података користи алгоритам визуелне навигације који комбинује апсолутни навигациони и релативни навигациони алгоритам. Ова метода ради у реалном времену, исправља генерисане грешке и повећава тачност и поузданост навигационог алгоритма.

За оптимално коришћење ове навигације неопходно је претварање свих параметара положаја беспилотне летелице у фиксни координатни систем места слетања слика 24.



Слика 19: Дијаграм конверзије координата

Слика 19 приказује геометријски однос положаја летелице на различитим позицијама. Ако летелица користи навигациону камеру ради визуелне навигације (положај фотографије  $c_1$ ), положај у координатном систему места слетања може се представити помоћу translације вектора  $t_1$  и ротацијом матрице  $R_1$  респективно. После снимања навигационом камером у три позиције (фотографије у позицијама  $c_1$ ,  $c_2$  и  $c_3$ ), добијене су информације за релативну навигацију у координатном систему навигационе камере које су представљене као вектори  $t_2, t_3$  и ротиране матрице  $R_2, R_3$  респективно. Трансформацијом координата, translацијом вектора  $t_2, t_3$  и ротацијом матрица  $R_2$  и  $R_3$ , на навигационим камерама  $c_2$  и  $c_3$  може се добити сквенца - путања слетања да би се добило подударане 2D пројекције карактеристичних линија као инпут (улаз) за алгоритам. Такође, визуелна апсолутна навигација директно се поклапа са линијама обележја 2D пројекције са 2D или 3D орјентиром на површини и на тај начин се добијају информације које су релевантне за релативну навигацију при слетању летелице.



Овај вид навигације можемо опишти математичким једначинама [71] које су дате у наставку рада.

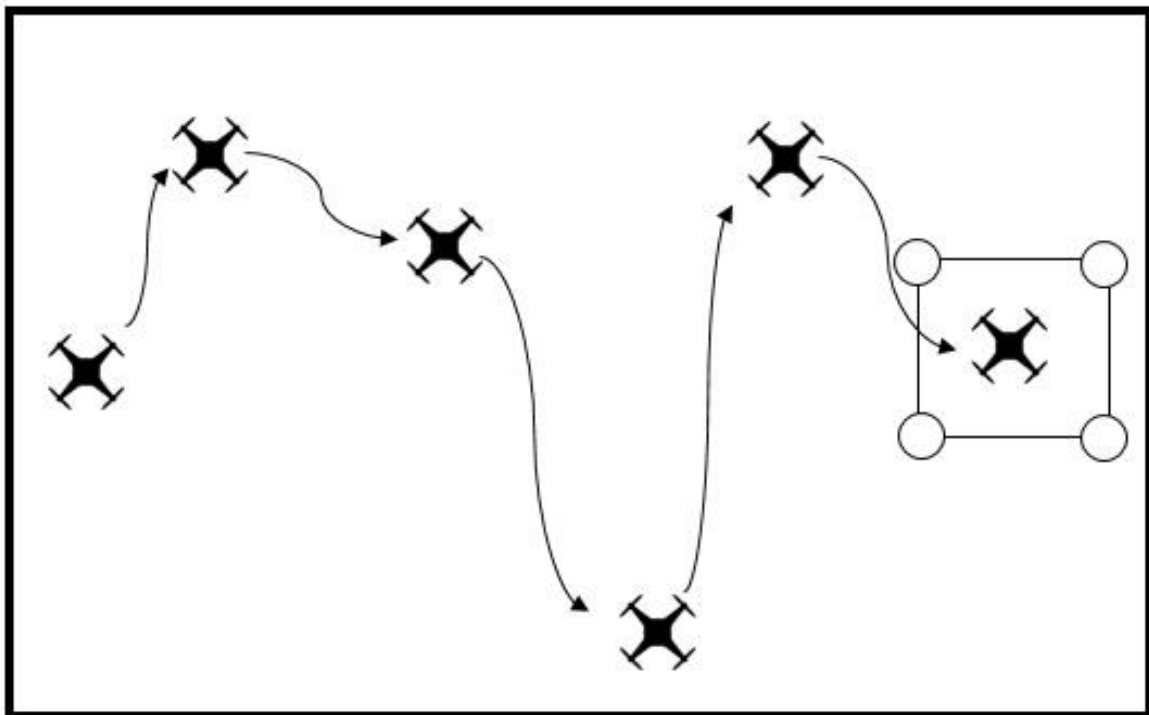
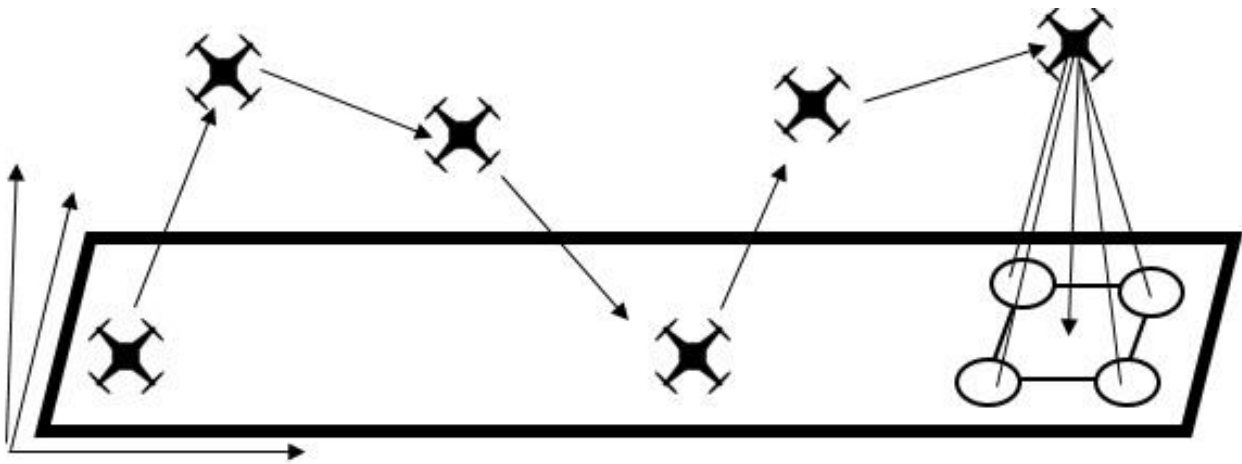
$$\begin{cases} R_2 = R_{12} R_1 \\ t_2 = R_{12} t_1 + t_{12} \end{cases} \quad (64)$$

$$\begin{cases} R_3 = R_{23} R_{12} R_1 \\ t_{23} = R_{13} t_1 + t_{13} \end{cases} \quad (65)$$

Помоћу једначина 64 и 65 добијају се општи изрази ротационе матрице  $R_i$  и транслационог вектора  $t_i$ :

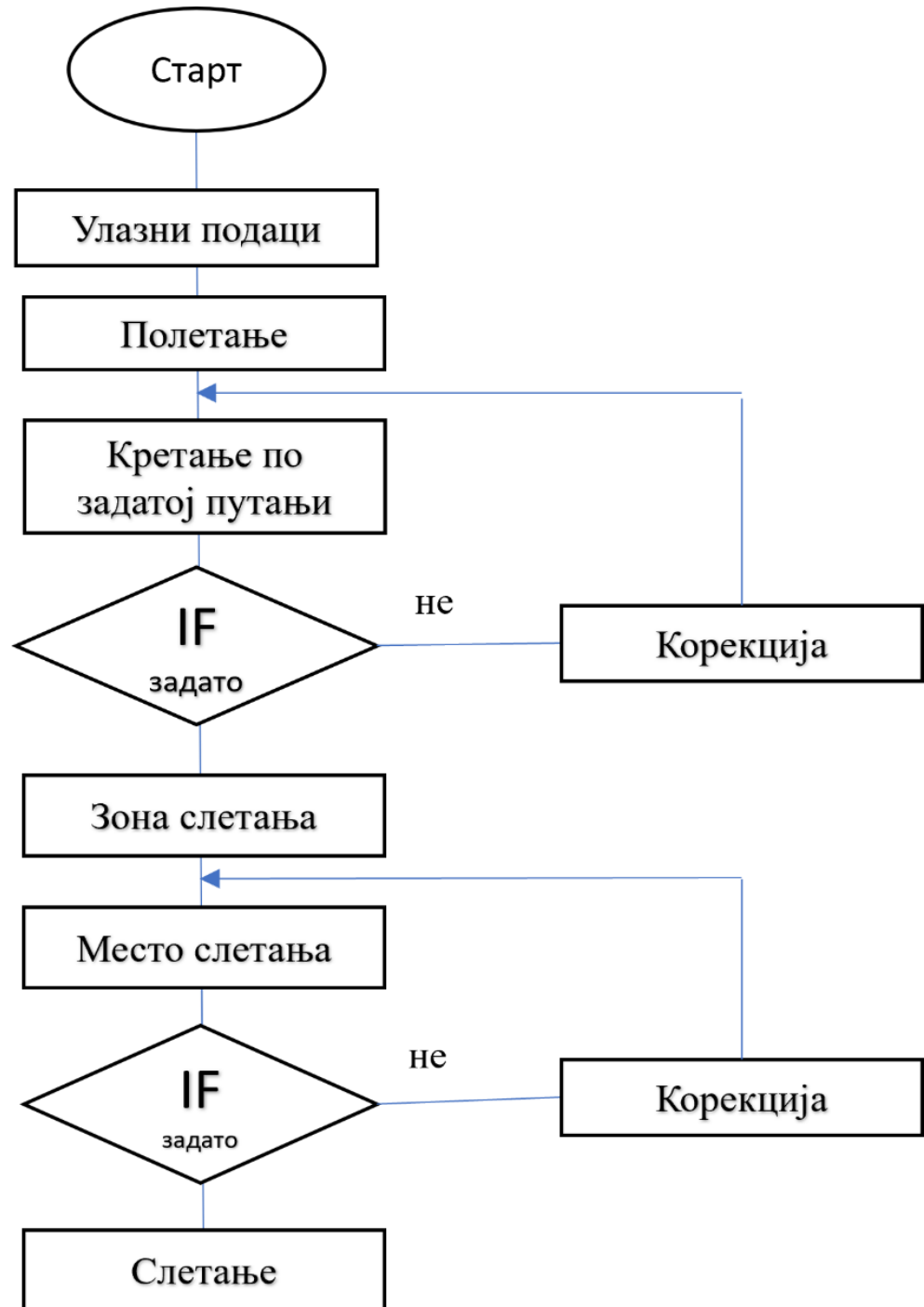
$$R_i = R_{i-1i} R_{i-2i-1} \dots R_{12} R_1 \quad (66)$$

$$t_i = R_{i-1i} R_{i-2i-1} \dots R_{12} t_1 + R_{i-1i} R_{i-2i-1} \dots R_{23} t_{12} + R_{i-1i} t_{i-1i} \quad (67)$$



Слика 20: Скица лета беспилотне летелице





Алгоритам лета беспилотне летелице

Откривање мете, извршавање постављеног задатка и аутономно слетање су основни задаци које треба да изврши беспилотна летелица. За постизање ових циљева користе се разни системи позиционирања или њихова комбинација као што је на пример комбинација глобалног система позиционирања (ГПС) и инерцијалног навигација [68].

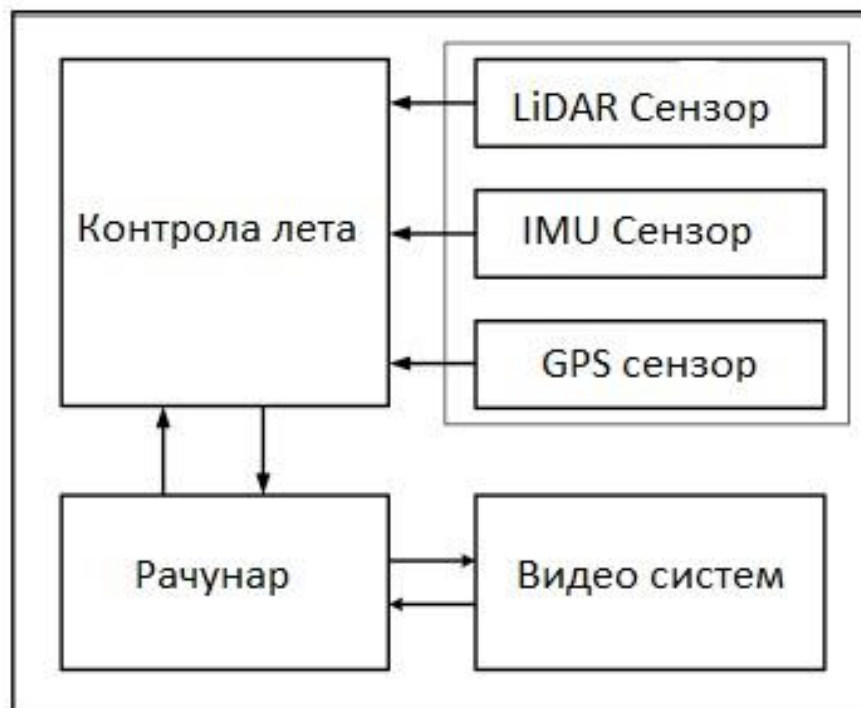
Међутим, у многим случајевима, такав интегрисани навигациони систем може само да лоцира сопствену позицију беспилотних летелица и не могу се добити информације о релативној позицији између УАВ и места за слетање. Такође, системи навигације засновани на ГПС-у су подложни сметњама [73], што повећава стопу незгода при слетању у сложеним и опасним окружењима. Зато су навигациони системи засновани на визији веома отпорни на сметње [74, 75], а све информације о кретању из спољашњег окружења могу се снимити визуелним сензорима у реалном времену..

Прво се дизајнира тополошки образац, који се састоји од квадрата и кругова усписаних у његовим теменима. Овако конципиран орјентир беспилотна летелица може лако идентификовати у сложеном окружењу током свог кретања и слетања .

Затим се развија динамички метод прага за бинаризацију слике. На пример, ако је препознавање успешно, мало ћемо прилагодити праг, а ако је циљ није откривен у узастопним кадровима, ми ћемо поново тражити могуће прагове.

За процену релативног положаја и орјентацију беспилотне летелице у односу на позицију слетања користимо информације добијене слике да бисмо израчунали релативно хоризонтално растојање и одступање угла курса. Метода линеарне интерполације као и подаци других сензора користи се за апроксимацију релативне висине.

Систем слетања беспилотне летелице можемо представити помоћу слике 26.

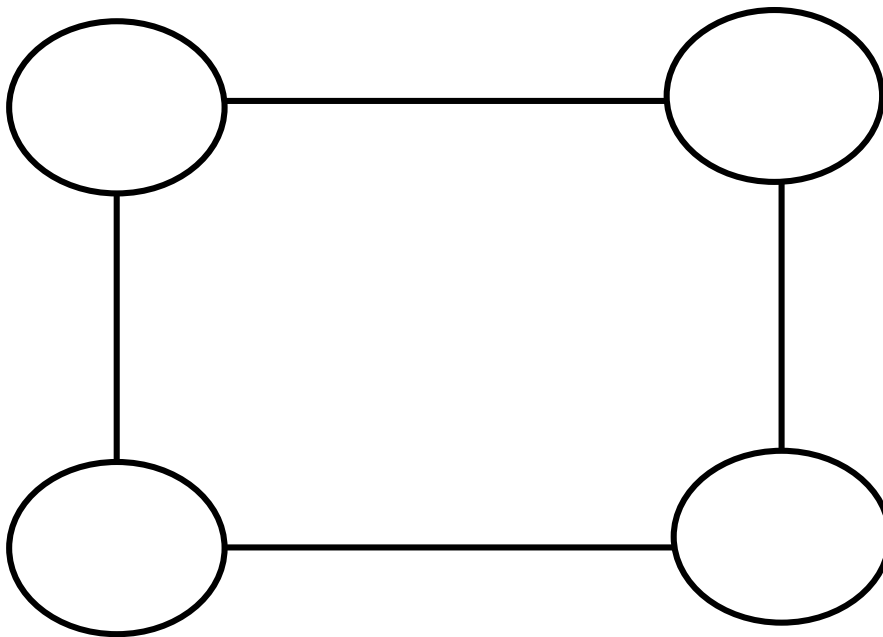


Слика 21: Блок дијаграм - алгоритам

Предложени систем лета може се поделити на неколико делова, као што је приказано на слици 21 [75]. Акцент је на визуелном систему навигације који се састоји од слике добијене помоћу камере и њене обраде у рачунару. Потребно је дизајнирати орјентир на такав начин да се битно разликује од средине у којој се налази. У нашем случају то је квадрат са круговима у својим теменима слика 27. На тај начин смо обезбедили да наш орјентир има две битне карактеристике:

1. У односу на природне објекте наш орјентир има очигледне вештачке карактеристике и на тај начин може лако да се разликује од околине;
2. Постоје два различита типа геометријског облика орјентира (квадрат и кругови) као и њихов јединствени однос;

Квадрат у оријентиру има дужину странице од  $2\text{цм}$ , а пречник кругова је  $\text{цм}$ . У складу са овим односом дизајниране су унутрашње четири графике. Ове карактеристике у великој мери самњују вероватноћу погрешне идентификације. Овим начином дизајнирања орјентира беспилотна летелица добија све информације о промени своје позиције у односу на орјентир. На тај начин, облик и величина слике орјентира се мења са променом положаја и висине у односу на слику која се налази у меморији рачунара



Слика 22: Слика орјентира

#### **Аутономно слетање засновано на видео систему.**

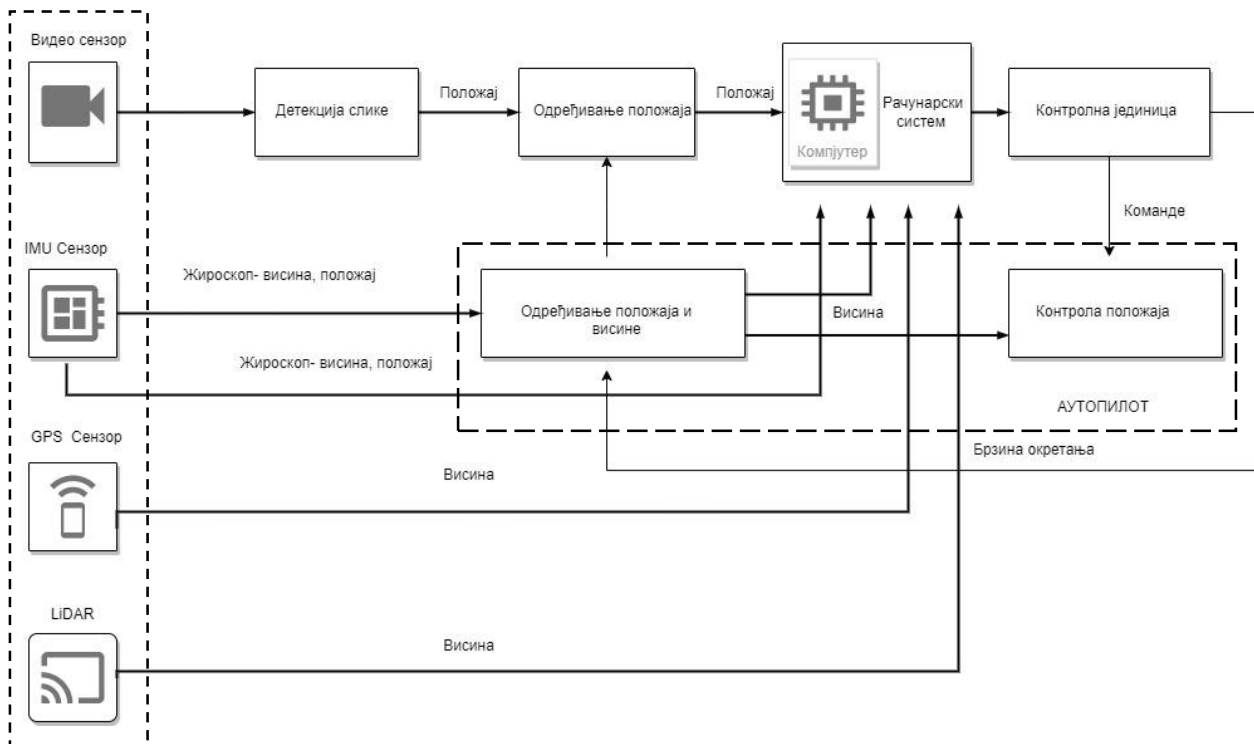
У нашем систему, откривање оријентира постиже се на основу информације о слици орјентира која се добија помоћу видео камере и упоређивању са информацијама о слици у меморији рачунара. Камера се поставља вертикално надоле да би се снимиле слике са дефинисаном резолуцијом током слетања. За сваки кадар величина слике се конвертује, филтрира и бинарно конвертује у црно белу.

Даљим упоређивањем слика у меморији и бинарних које су добијене од камере одређује се контура слике за слетање. После детекције орјентира на основу добијених

информација одређује се релативни положај за реализацију режима аутономног слетања беспилотне летелице.

После заузимања прецизног положаја за слетање, помоћу LiDAR сензора прецизно се одређује висина и започиње процес меког слетања.

Алгоритам кретања по задатој путањи и прецизног слетања беспилотне летелице комбинованим радом 4 сензора: Видео, GPS, IMU и LiDAR.



Слика 23: Алгоритам лета и слетања помоћу видео, GPS, IMU и LiDAR

## 4.2 Симулација

Планирана мисија:

Терен мисије:

Терен је правоугаоног облика диментија 50x100 m, слика 24. На терену су дуж замишљене путање лета до места слетања постављене препреке и граничници. Бепилотна летелица мора да се креће унутар означеног простора, да стигне до места слетања и успешно слети, слика 25. За лет бепилотне летелице користе се следећи сензори који утичу на режим полетања, лета и слетања:

1. GPS
2. IMU
3. LiDAR
4. Video

За лет UAV дефинисане су минимална и максимална висина лета. Минимална висина лета је 1 m а максимална висина лета је 3 m.

У припремној фази бепилотној летелици се у меморију рачунара учитавају подаци:

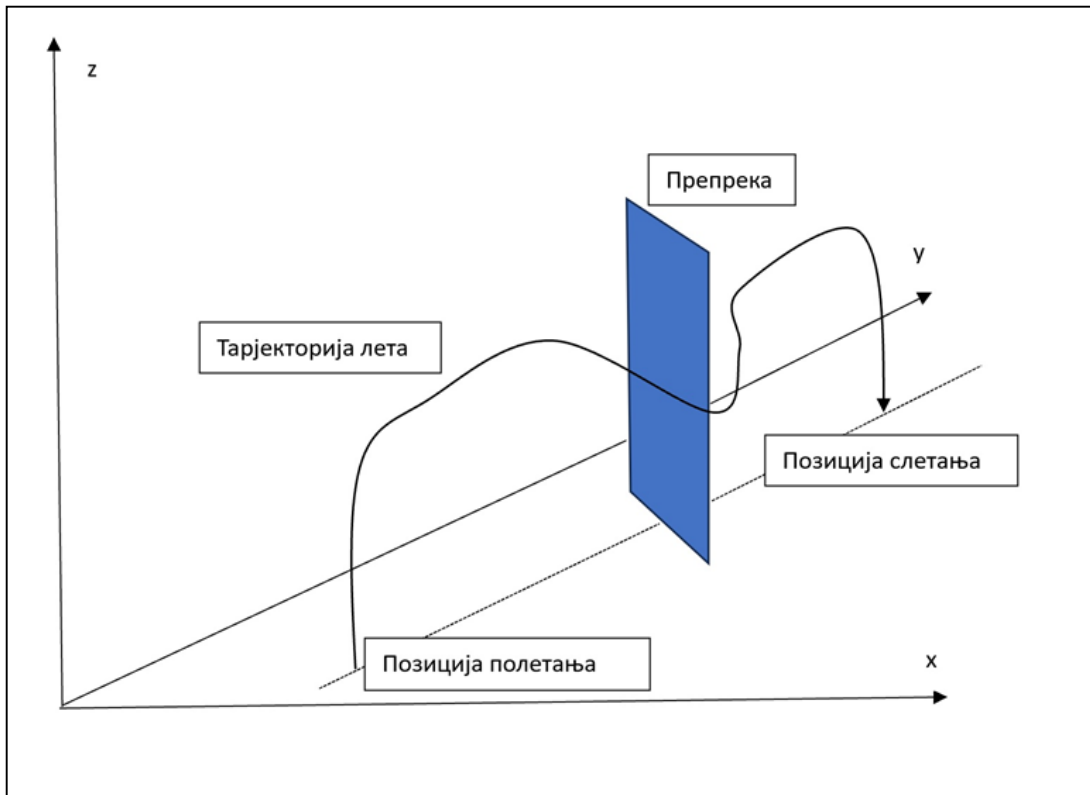
1. GPS локације полетања и слетања;
2. Учитава се слика места слетања, као и карактеристике места слетања (GPS координате)
3. Задаје се трајекторија путање са подацима о висини, брзини кретања, правцу и смеру кретања. Лет по задатој, програмираној путањи. Кориговање трајекторије у складу са подацима који се добијају од релевантних сензора: GPS, IMU, Visinomer, LiDAR
4. Бепилотна летелица полеће са позиције „А“ , лети задатом путањом до позиције „Б“ и затим слеће.
5. Лет бепилотне летелице је на задатој висини 2 m до задате локације (GPS , m итд)
6. Кориговање путање у зависности од поремећаја (ветар итд) и добијених података од сензора;
7. Долазак у зону слетања
8. Упоређивање података у меморији рачунара летелице са подацима добијених у реалном времену на задатој локацији
9. По заузимању задате позиције на месту слетања извршава маневар слетања започињање процеса слетања у складу са резултатима регистрованих и меморисаних података уз помоћ видео сензора и LiDAR.
10. Кориговање путање слетања у складу са подацима који се добијају од сензора.
11. Успешан маневра слетања на задатој локацији.

## ИСТРАЖИВАЧКИ ЗАДАТАК

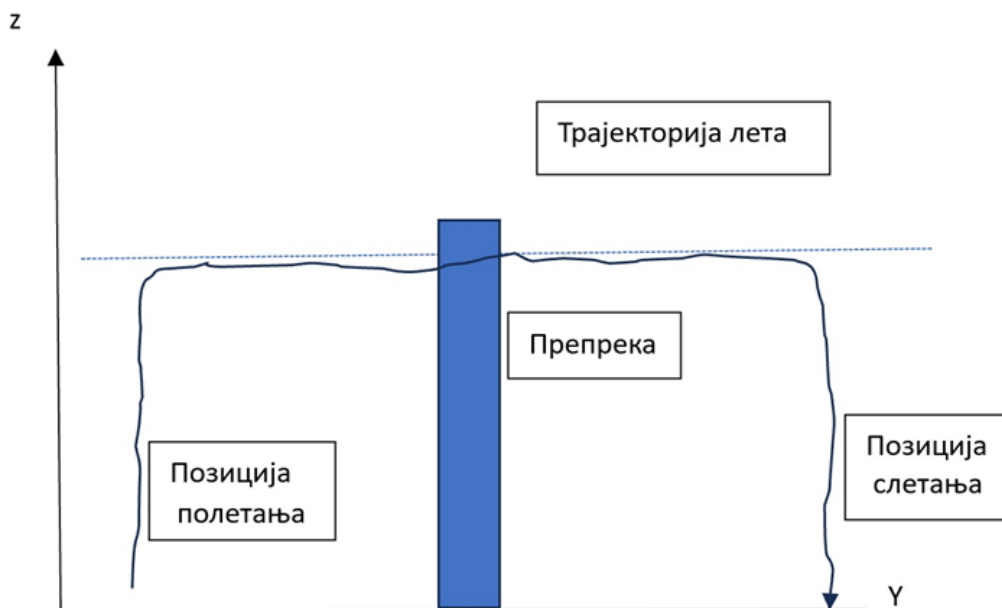
Ово истраживање урађено је на  $44^{\circ}48'21''$  степени географске ширине и  $20^{\circ}30'01''$  степени географске дужине, слика 24.



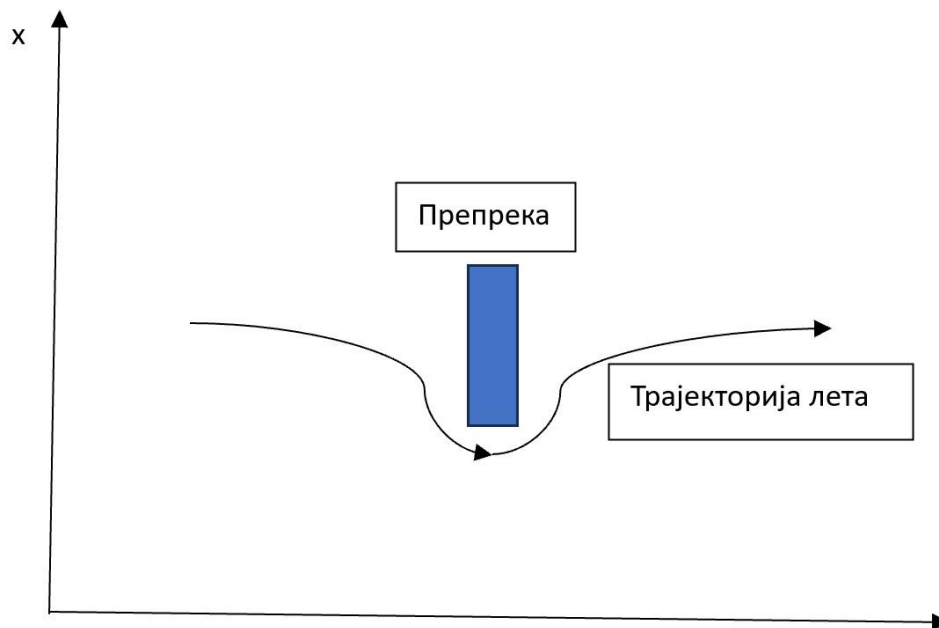
Слика 24: Локација експеримента



Slika 25: Путања лета у 3Д



Slika 26: Путања лета у вертикалној равни



Слика 27: Путања лета у хоризонталној равни

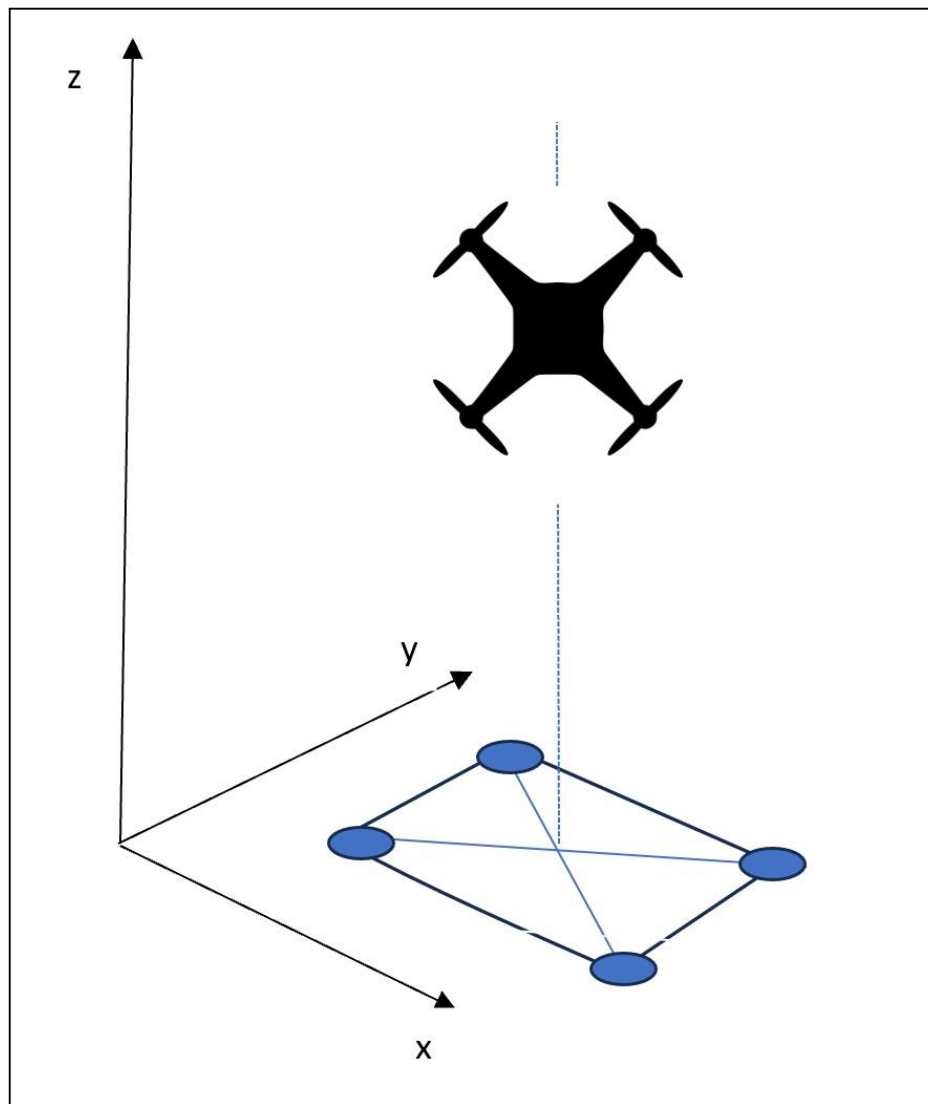
Њене припреме за задатак на земљи подразумевају избор и постављање контролних тачака током лета. У нашем случају, лет по задатој путањи до места слетања помоћу GPS, постављено је 10 тачака које су се користиле за ово истраживање слика 25. Све тачке су се налазиле на отвореном простору. Трајање експеримента је 120 минута.

Сви подаци су током експеримента су снимани ради даље обраде и анализе да би се утврдиле грешке. Коначно, сви подаци експеримента су анализирани да би се проценила тачност положаја UAV који је добијен помоћу GPS навигације.

У овом случају беспилотна летелица се креће по трајекторији помоћу GPS сензора и података које добија од њега. Кретање летелице је дефинисано задатим граничним вредностима висине лета и контролним тачкама, координатама, на трајекторији лета.

- максималне висине лета - 3 м;
- висина лета на позицији слетања - 2 м, слика 26.
- место слетања – 0м;
- задате тачке на путањи са координатама географске ширине и дужине и висина лета;





Слика 28: Место слетања

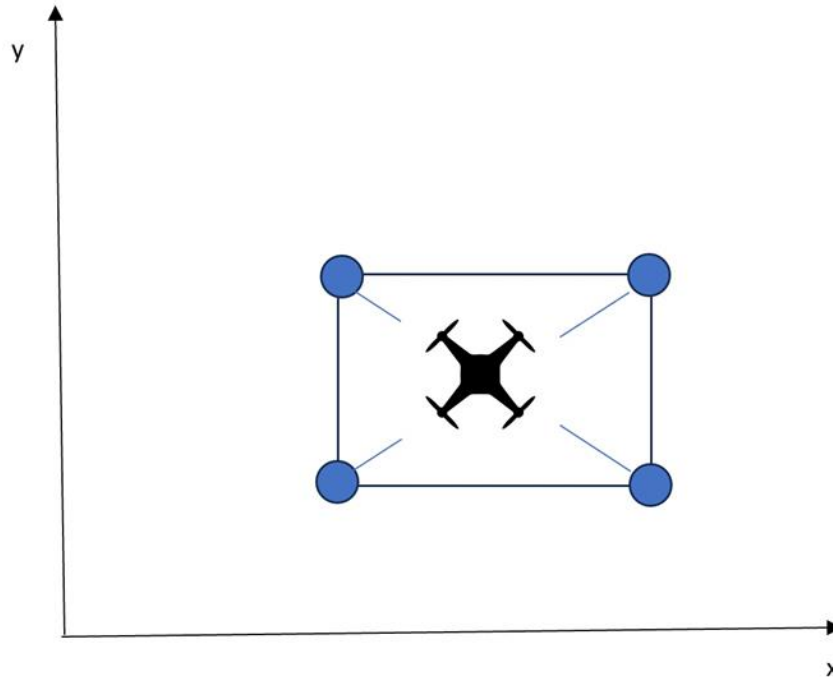
На пројектованој путањи лета налази се препрека у виду баријера, слика 27. Током лета беспилотна летелица мора да се креће по задатој путањи по задатим координатама и то на такав начин да током лета избегне препреке, ако се појаве, на трајекторији путање.

У тренутку доласка на позицији за слетање, слике 25, 26, 27, 28 и 29, које је задато координатама географске ширине и дужине, навигациони рачунар беспилотне летелице упоређује податке задатих координата смештених у меморији рачунара са координатама које читава GPS у реалном времену. Добијени подаци се у рачунару обрађују затим се обавља њихово упоређивање и у складу са добијеним резултатима обраде врши се корекција положаја ако за то постоји потреба. По добијању адекватних информација о постизању тачног положаја беспилотне летелице започиње се режим слетања.

У процесу слетања рачунар беспилотне летелице врши обраду сигнала које добија од GPS о висини и од сензора за мерење убрзања при слетању. Прецизне информације о висини лета које се добијају од у реалном времену као и брзини њеног слетања омогућавају све неопходне радње или корекције за успешно и сигурно слетање на задатим координатама у

свим фазама слетања. На основу добијених информација усклађује се режим рада погонске групе летелице и извршава режим слетања.

Мерило успешног слетања су прецизност тј одступање од задате позиције и сила слетања ради елиминације оштећења стајног трапа летелице, слика 29. У експерименту се користи GPS јединица.



Слика 29: Позиција слетања.

Окружење није опремљено земаљским системом позиционирања већ само са подацима који се добијају од GPS сензора летелице, слика 32. Међутим, анализа процењене путање даје увид у лет и перформансе. Може се приметити да током лета на неким деловима путање долази до брже промене положаја. Ове промене се дешавају у позицијама када нема препрека или после детектовања препрека. У том периоду процена положаја се ослања само на интеграцију података заснованих на брзини. Спорија промена положаја се дешава када имамо препреку и када је неопходно извршити корекцију путање на основу интеграције података више различитих сензора. После корекције, контролор бочне позиције има довољно времена да усмери дрон на праву путању.

Проблем настаје када летелица не региструје препреку или је региструје прекасно након чега долази до оштећења и одступања са задатог режима лета. У оба случаја летелица мора да се контролише искључиво на основу предвиђања и података добијених од сензора јер нема времена да прилагоди свој положај.

У нашем експерименту, лоши метеоролошки услови и осредње карактеристике рачунара летелице могу довести до проблема неоткривања препреке. Отклањање ових недостатака драстично увећавају могућности овог система.

Истраживање обухвата четири главне фазе:

1. припрему;
2. посматрање;



3. обраду добијених података;
4. анализу добијених података;

Припрема обухвата инсталацију и подешавање беспилотне летелице која је пројектована и израђена за потребе овог истраживања. Ова летелица је систем који чине следећи подсистеми:

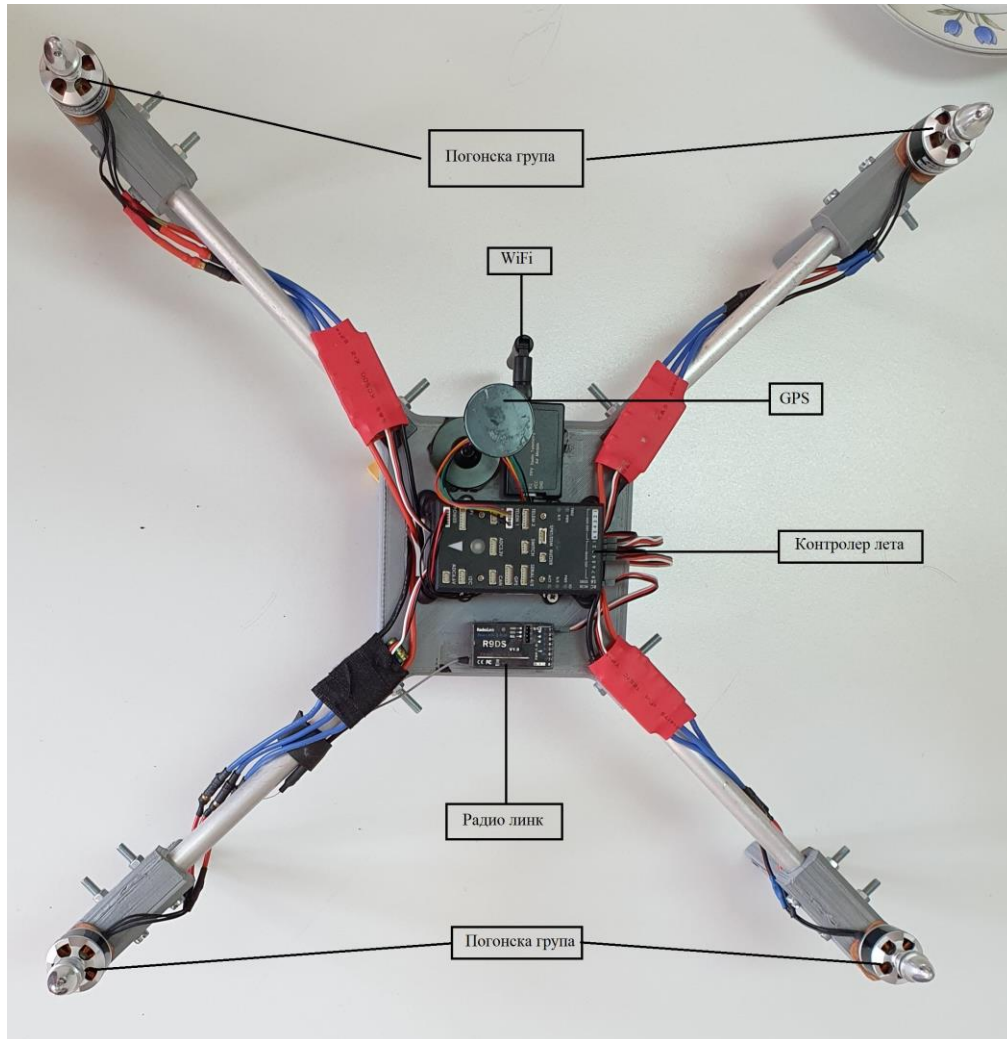
1. контрола лета;
2. батерија;
3. модул за напајање;
4. GPS пријемник;
5. IMU;
6. LiDAR;
7. Камера;
8. четири мотора;
9. четири стајна трапа;
10. WiFi предајник и пријемник.

UAV приказана на слици 30 по конструкцији је квадрокоптер, а по тежини спада у категорију микро летелица. Конструкцију квадрокоптера чини тело са четири крака на којима се налазе погонски мотори са елисама. Димензије ове летелице су 600 x 600 mm по дијагонали. Тело летелице у коме се спајају кракови са погонским моторима је диимензија 200 x 200 mm по дијагонали док су кракови кружног пресека  $d = 12.9$  mm и дужине  $l = 200$  mm.

У телу беспилотне летелице смештени су управљачки и сензорски системи IMU, GPS, управљачки рачунар, камера, LiDAR, систем за даљинско управљање – WiFi контролер и антена.

Стајни трап летелице је систем који чине четири ноге израђене од отпорне пластике и које су смештене испод сваког од четири мотора.

Квадрокоптер који треба да обави лет по задатој путањи је приказана на сликама 25, 26 и 27.



Слика 30: Квадрокоптер – поглед одозго;

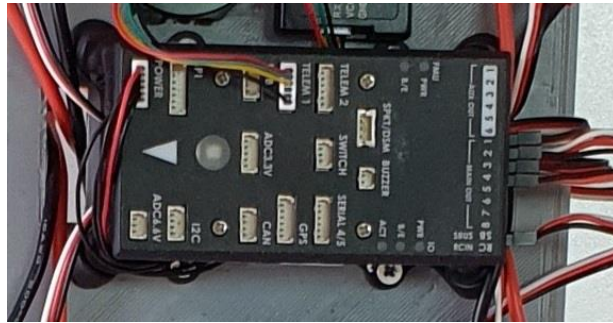


Слика 30а: Квадрокоптер – поглед са стране;



Слика 306: Стајни трап

За контролу беспилотне летелице користи се Xiangtat Pixhawk PX4 PIX 2.4.8 32bit Flight Controller NEO-M8N (слика 30ц) чије су техничке карактеристике дате у табели 1.



Слика 30ц

- **Procesor: STM32F765**
  - 32 Bit Arm® Cortex®-M7, 216MHz, 2MB memory, 512KB RAM
- **IO Procesor: STM32F100**
  - 32 Bit Arm® Cortex®-M3, 24MHz, 8KB SRAM
- **Senzori na letelici**
  - Accel/Gyro: ICM-20689
  - Accel/Gyro: BMI055 or ICM20602
  - Magnetometer: IST8310
  - Barometer: MS5611
- **GPS: u-blox Neo-M8N GPS/GLONASS receiver; integrated magnetometer IST8310**

Табела 1 – техничке карактеристике контролера лета

За управљање беспилотном летелицом користи се радиолинк R9DS (слика 30д) који има два мода функционисања. Његове техничке карактеристике су дате у табели 2.



Слика 30д: Радиолинк R9DS



Слика 30е: Управљач

Канали	9 канала: излаз 9 канала PWM сигнал, са црвеном LED. 10 канала: излаз 10 канала за сигнал, подржава SBUS и PWM сигнал излаз синхронизовано, са плавом LED.
Величина	43*24*15mm
Тежина	9g

Табела 2: ТТХ карактеристике управљачке конзоле



Слика 30ф: GPS.G6-HW-09500-E модул

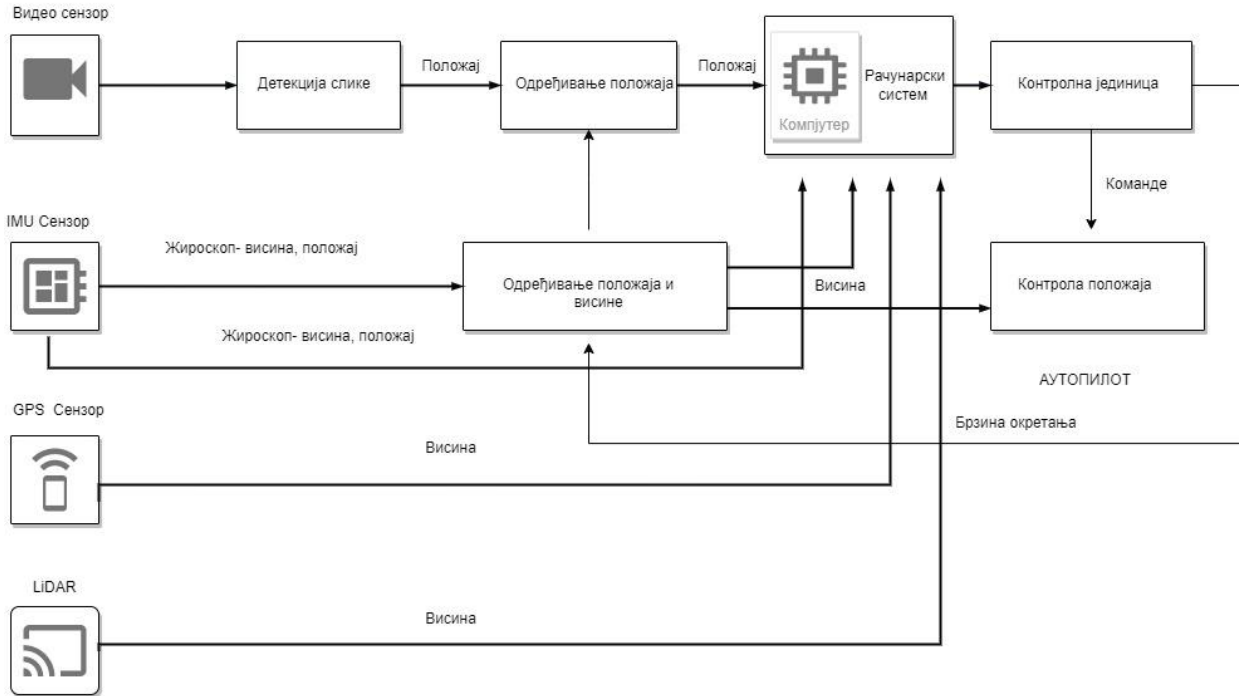
На летелици је инсталирана GPS јединица GPS.G6-HW-09500-E са следећим техничким карактеристикама које су приказане у табели 3:

Напајање	1.75 V– 2.0 V
Тачност хоризонталне позиције	GPS 2.5 m SBAS 2.0 m SBAS + PPP7 < 1 m (2D, R50) SBAS + PPP7 < 2 m (3D, R50)
Прецизност Timerpulse сигнала	RMS 30 ns 99% Granularity 21 ns Compensated 15 ns
Тачност брзине	0.1m/s
Оперативне границе	Dynamics < 4 g Altitude 50,000 m Velocity 500 m/s

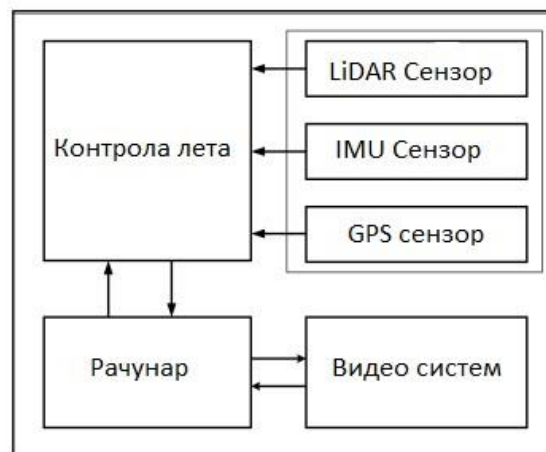
Табела 3: Техничке карактеристике GPS модула



Управљање беспилотном летелицом обавља се помоћу алгорита и блок дијаграма:



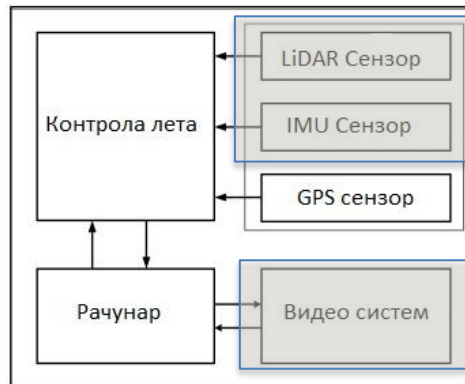
Слика 31: Алгоритам лета и слетања помоћу видео, GPS, IMU и LiDAR



Слика 32: Блок дијаграм – алгоритам лета

## Експеримент 1

Кретање по задатом режиму летења коришћењем GPS сензора.

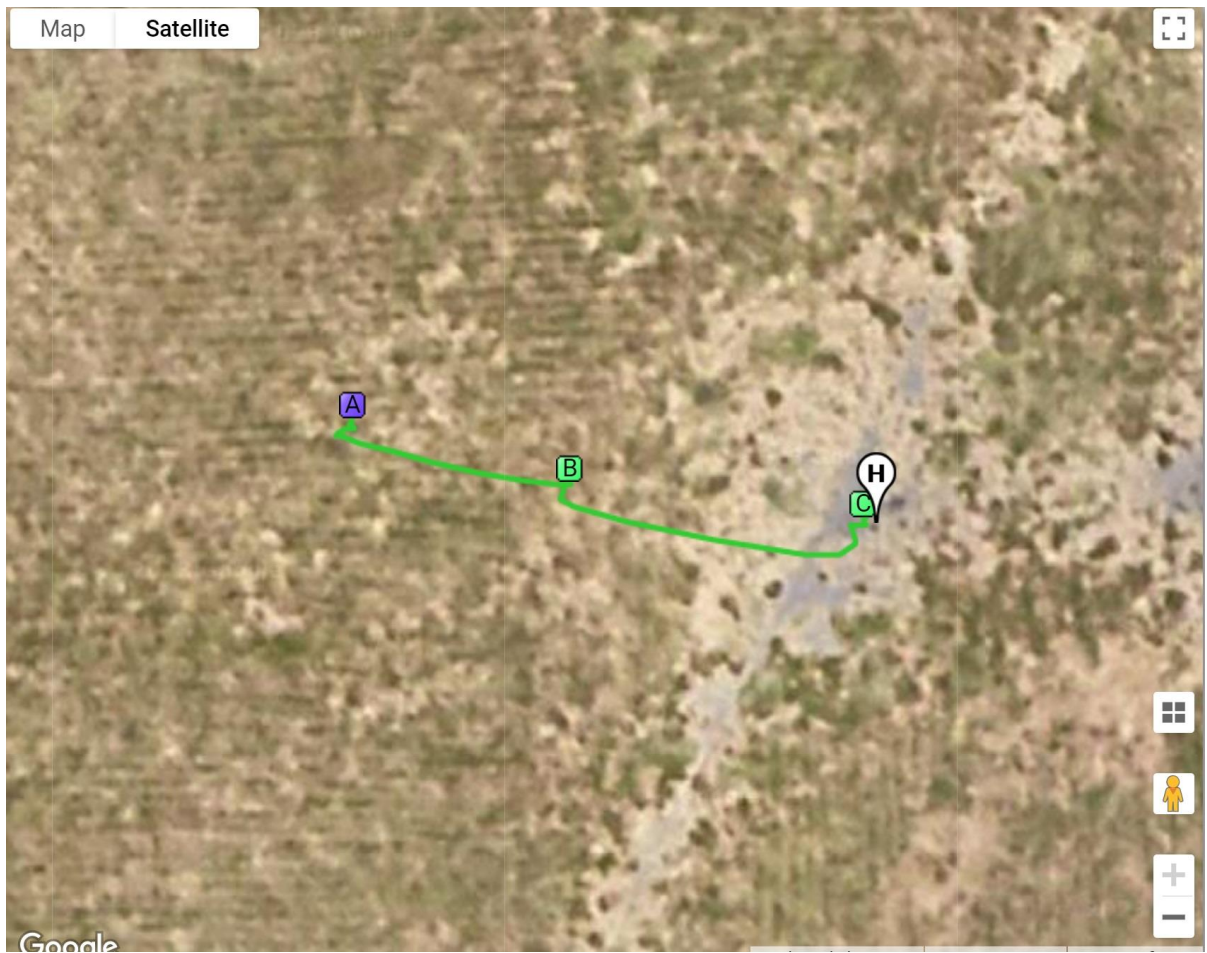


Блок дијаграм 1 – алгоритам лета

У задатом режиму лета беспилотна летелица се креће само уз помоћ података кој е добија од GPS сензора. На блок дијаграма су затамњени сензори који се не користе у овом случају.



Слика 33. Трајекторија лета у вертикалној равни



Слика 34: Трајекторија лета у хоризонталној равни



График 1: Путања у вертикалној равни



График 2: Путања у хоризонталној равни

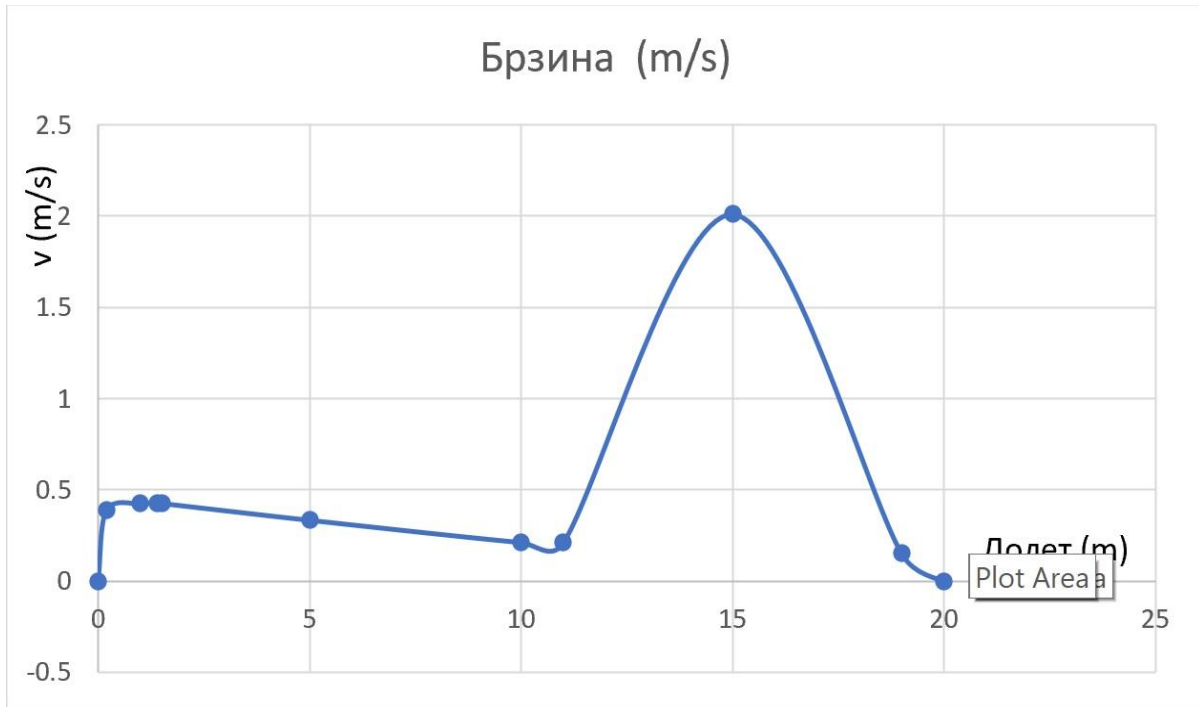


График 3: Брзине кретања v-t (m/s)

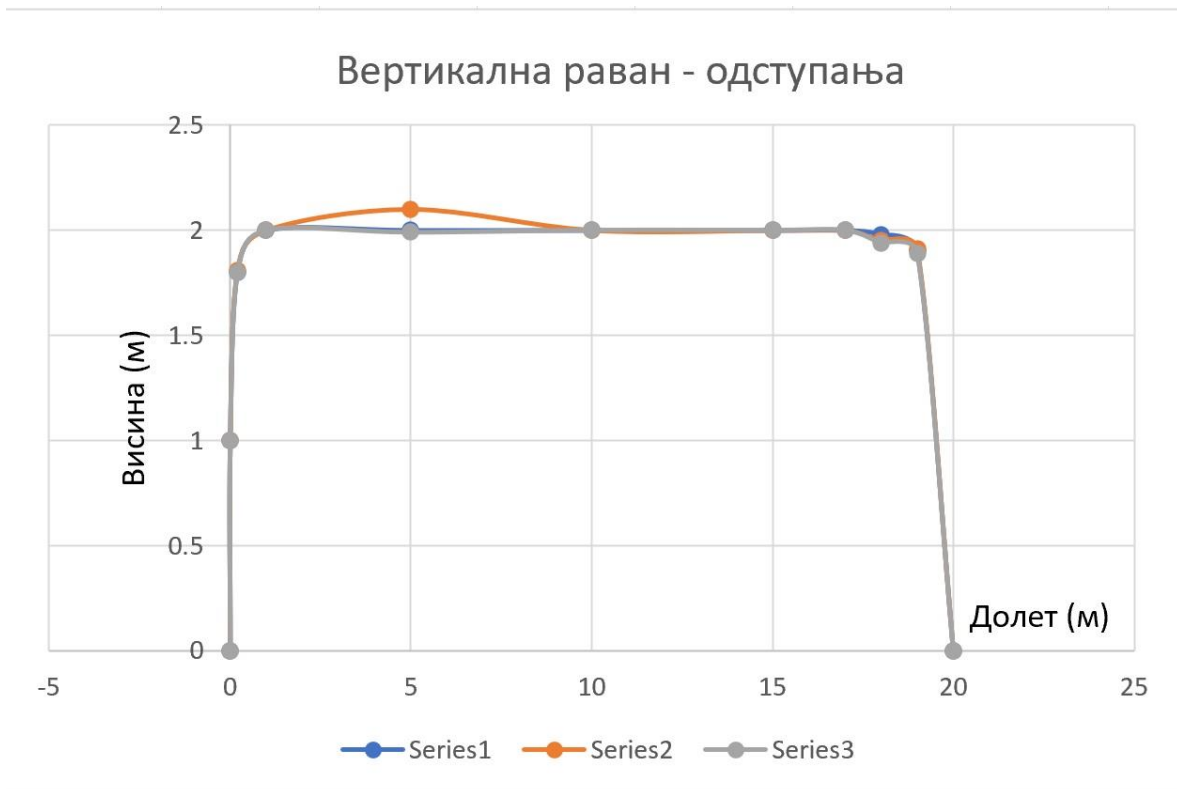


График 4: Одступања у вертикалној равни од задатих тачака

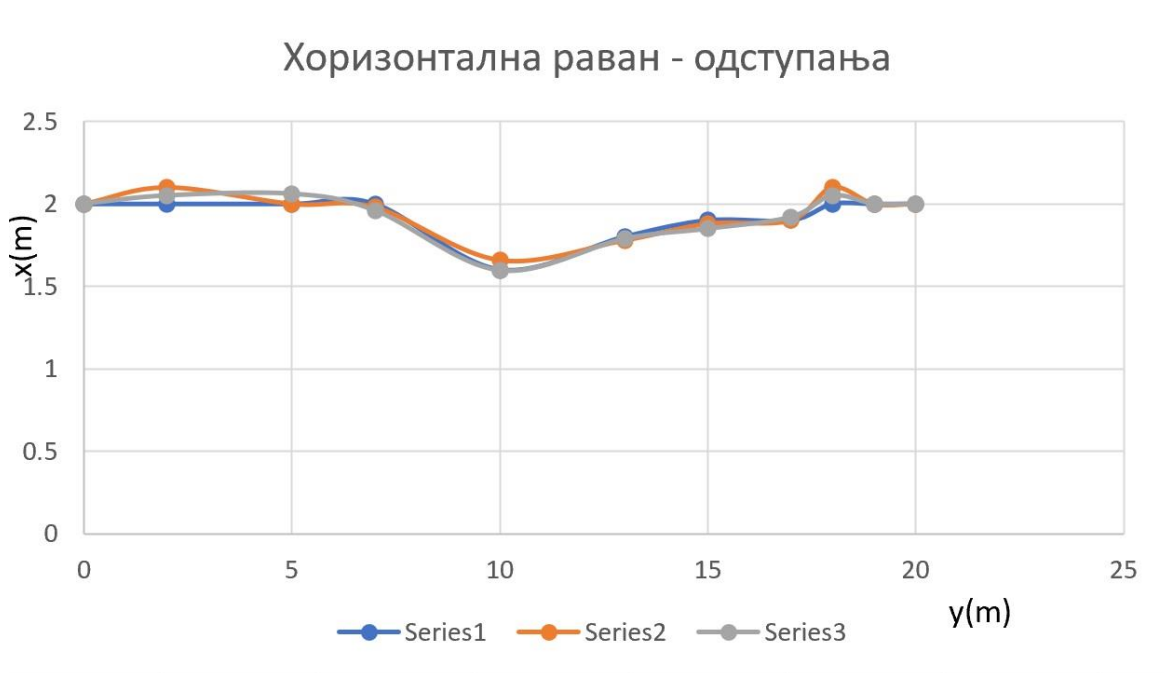


График 5: Одступања у хоризонталној равни од задатих тачака

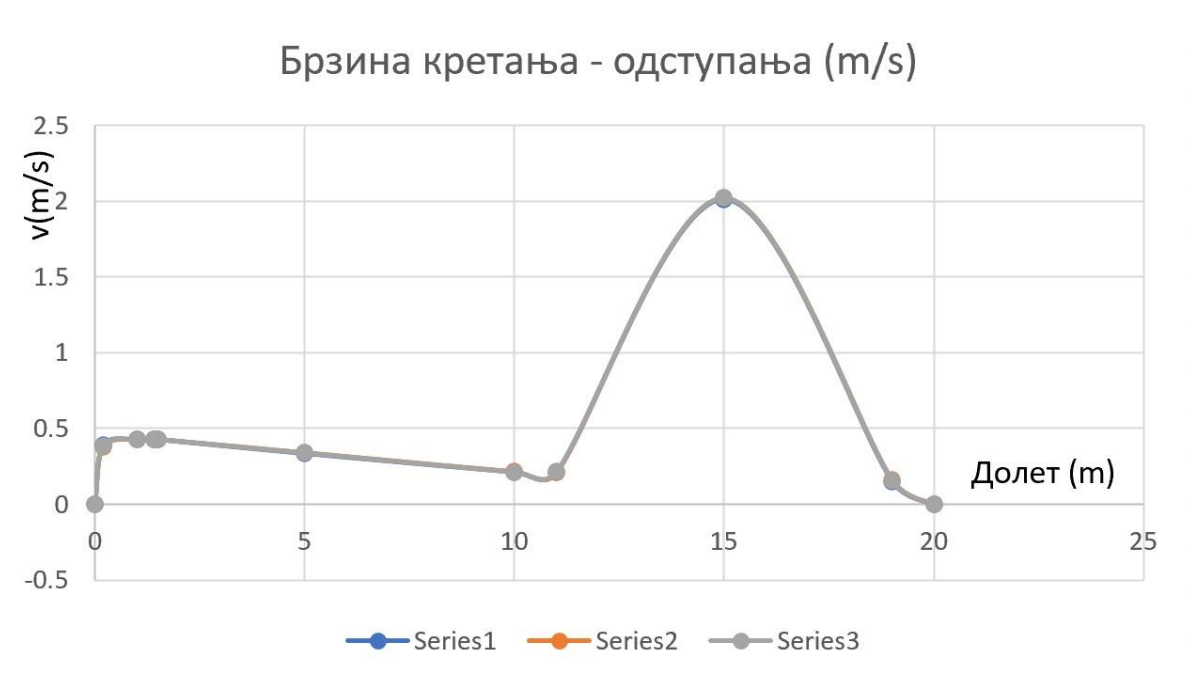
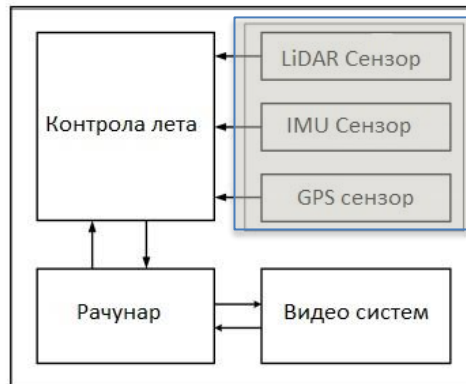


График 6: 2Д одступање брзине

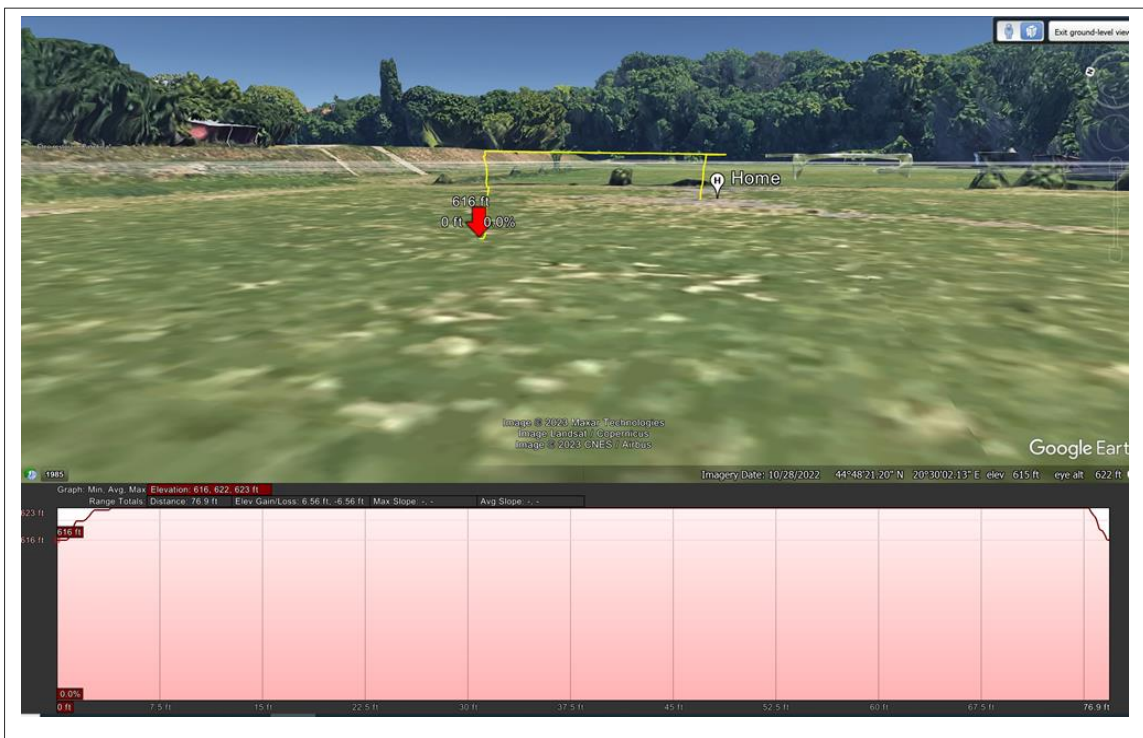
## Експеримент 2

Кретање по задатом режиму летења коришћењем Видео сензора.

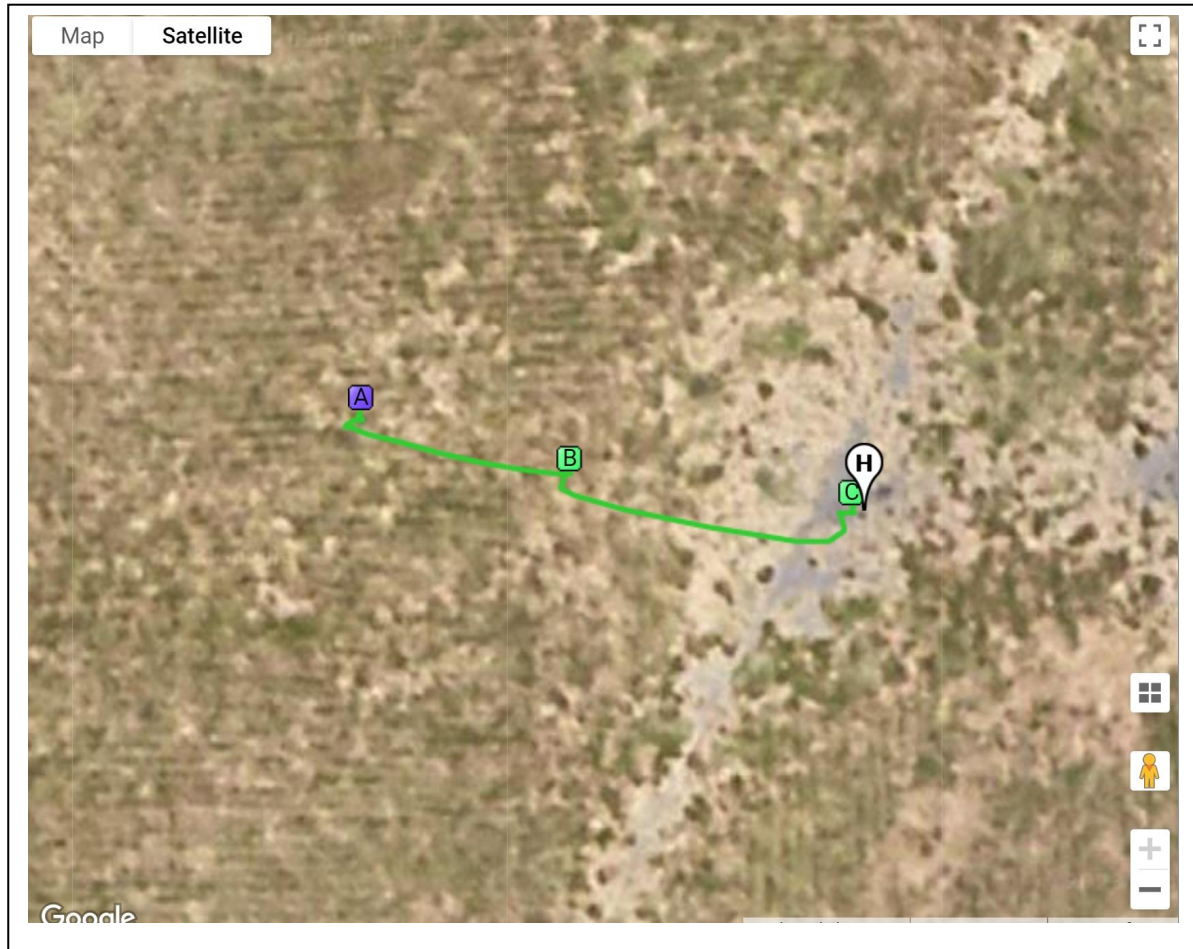


Блок дијаграм 2 – алгоритам лета

У задатом режиму лета беспилотна летелица се креће само уз помоћ података кој е добија од LiDAR сензора. На блок дијаграма су затамњени сензори који се не користе у овом случају.



Слика 35. Трајекторија лета у вертикалној равни



Слика 36. Трајекторија лета у хоризонталној равни



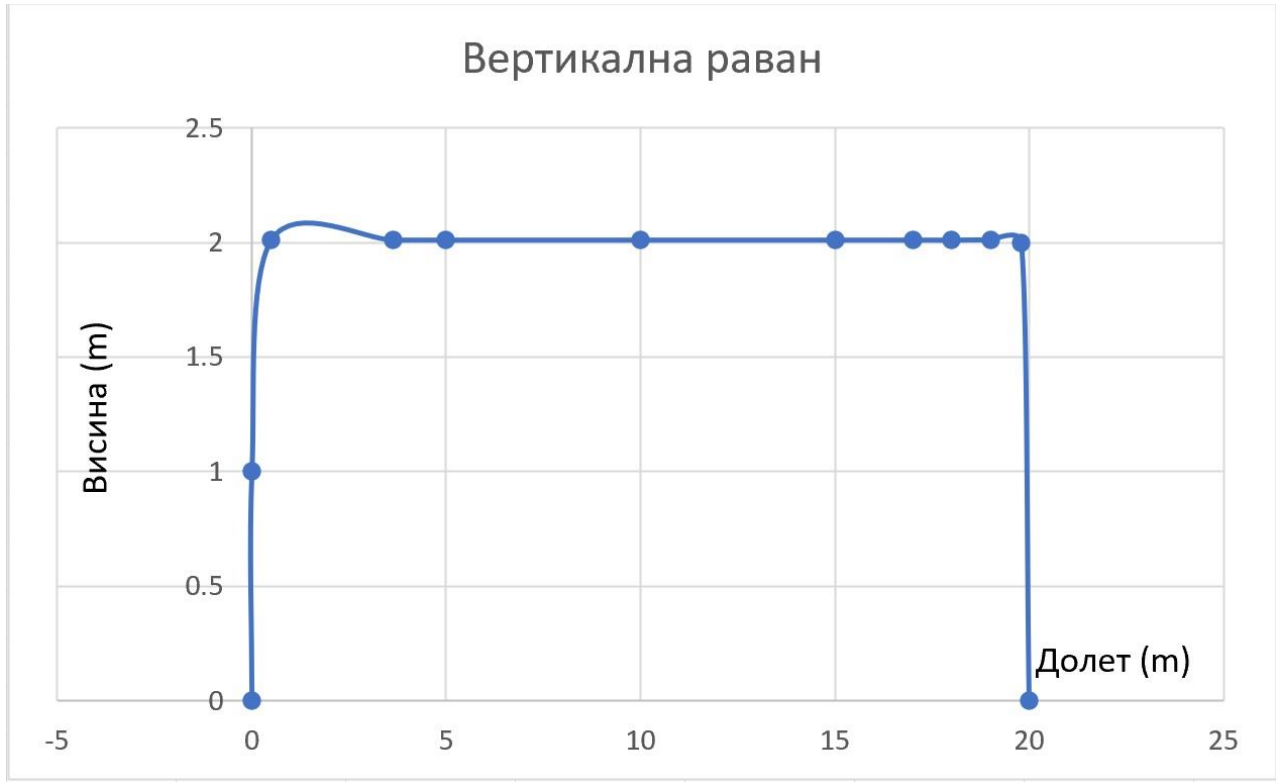


График 7: Путања у вертикалној равни



График 7: Путања у хоризонталној равни

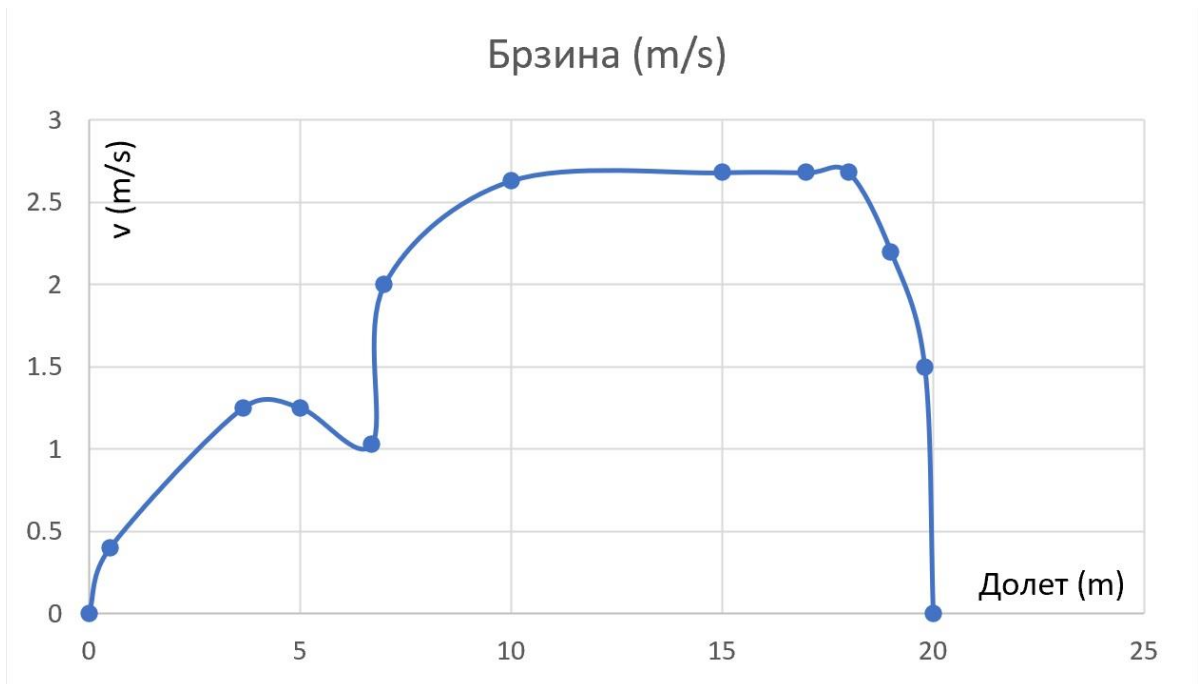


График 8: Брзине кретања v-t

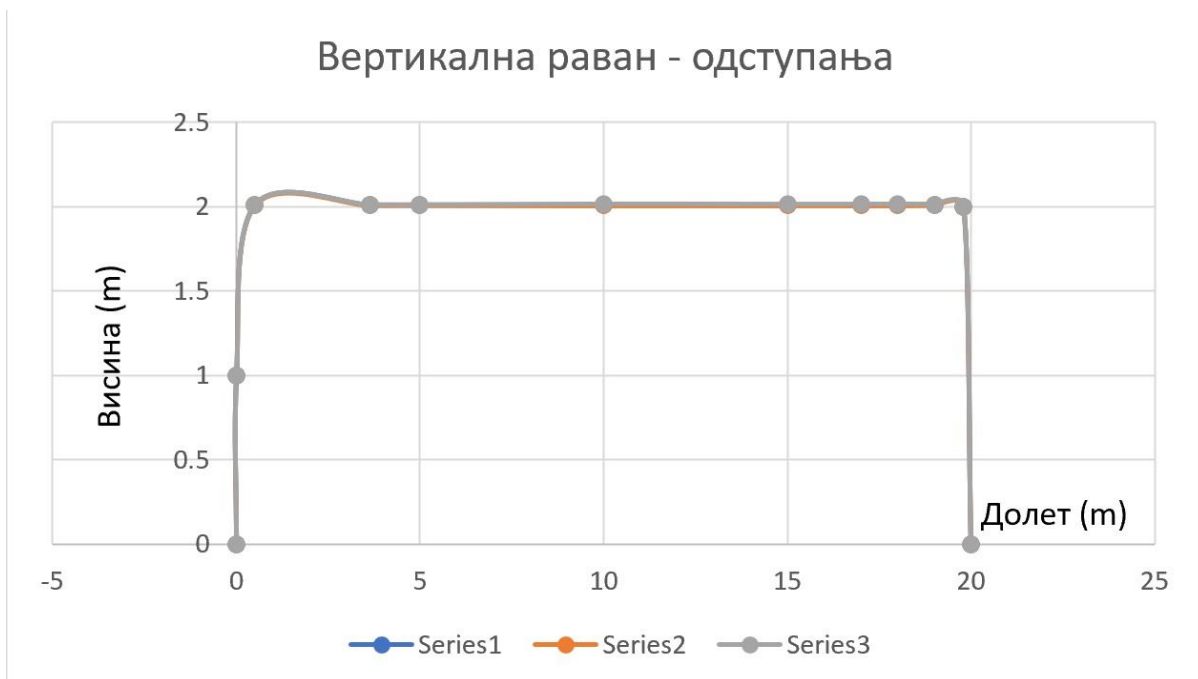


График 9: Одступања у вертикалној равни од задатих тачака

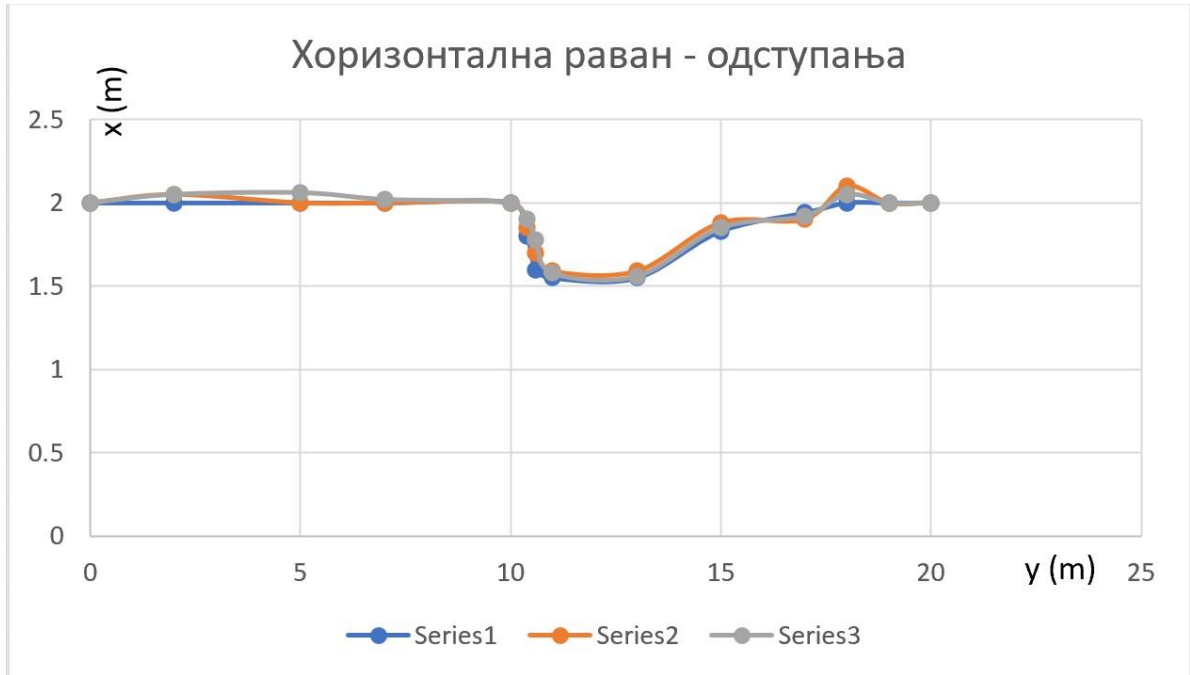


График 10: Одступања у хоризонталној равни од задатих тачака

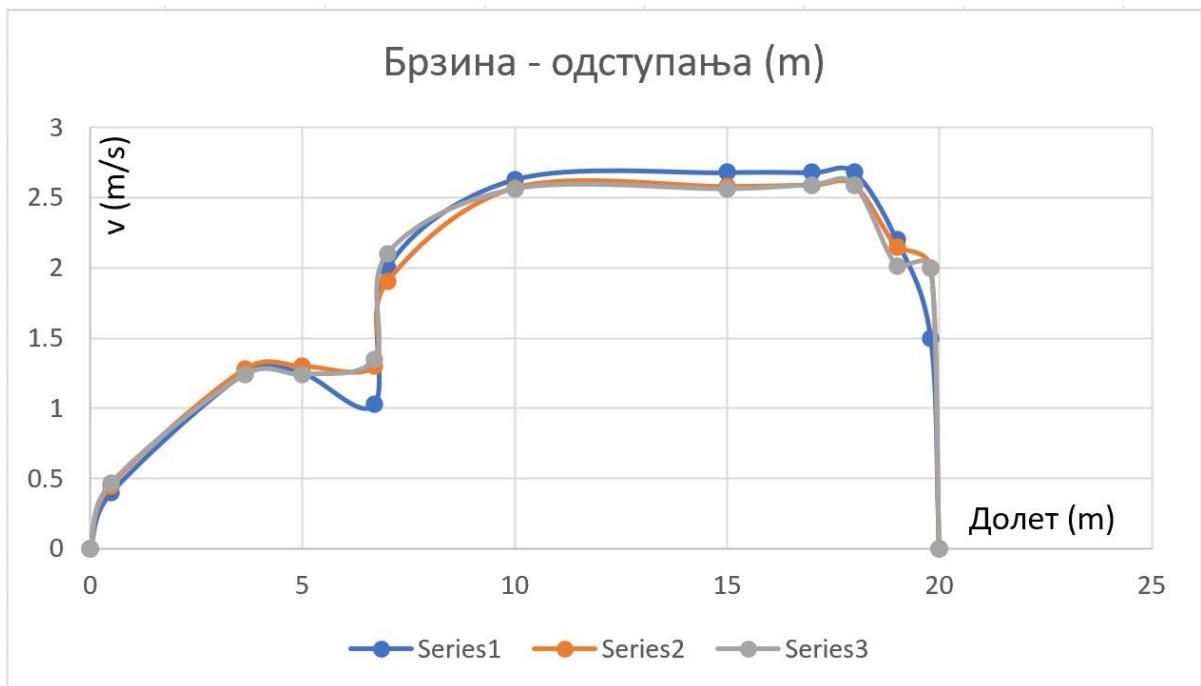
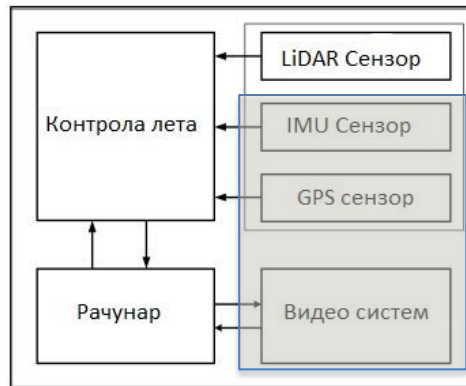


График 11: 2Д одступање брзине

### Експеримент 3

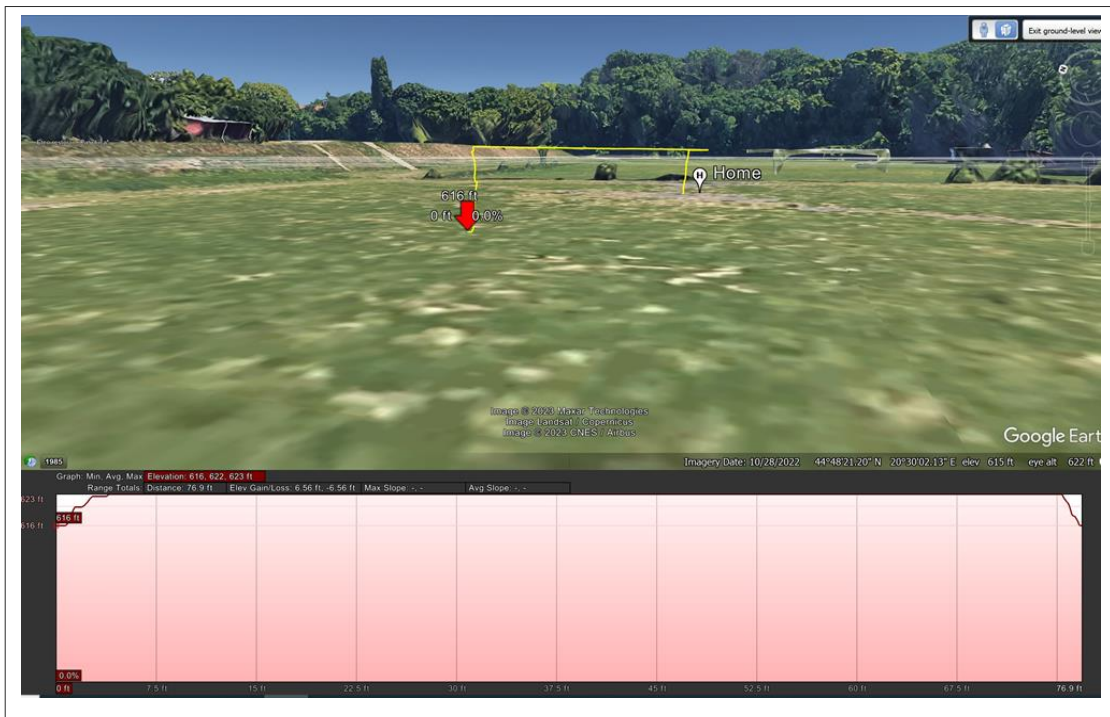
Кретање по задатом режиму летења коришћењем IMU сензора.



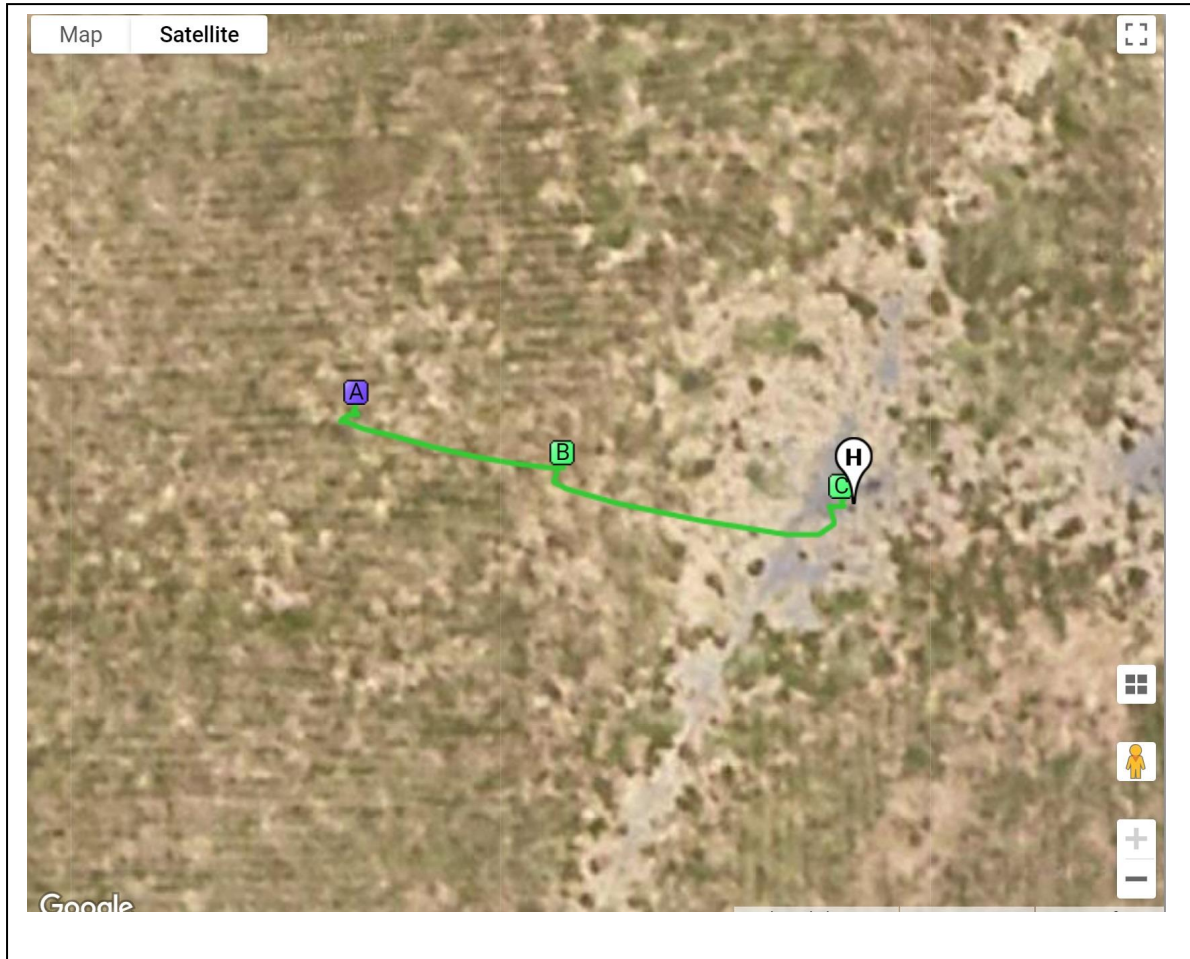
Блок дијаграм 3 – алгоритам лета

У задатом режиму лета беспилотна летелица се креће само уз помоћ података кој е добија од IMU сензора. На блок дијаграма су затамњени сензори који се не користе у овом случају.

У задатом режиму лета беспилотна летелица се креће само уз помоћ података које добија од GPS сензора. На блок дијаграма су затамњени сензори који се не користе у овом случају.



Слика 37. Трајекторија лета у вертикалној равни



Слика 38. Трајекторија лета у вертикалној равни



График 12: Путање у вертикалној равни са контролним тачкама

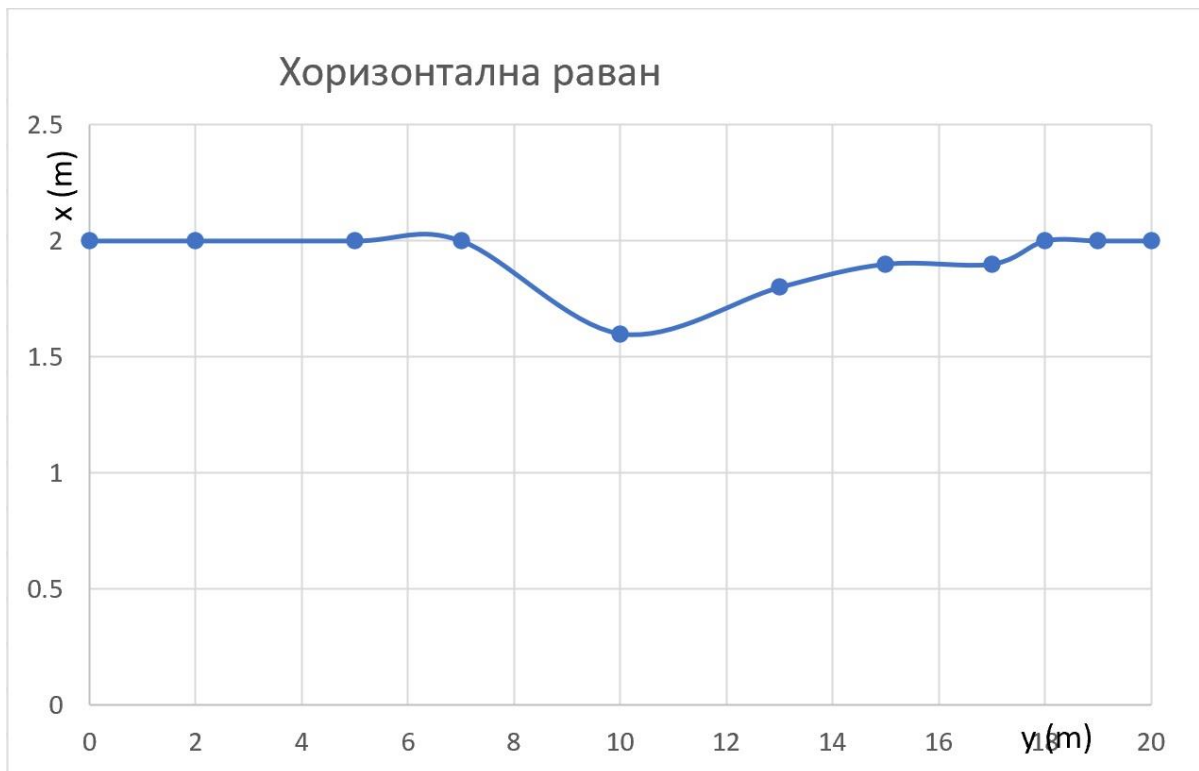


График 13: Путање у хоризонталној равни са контролним тачкама

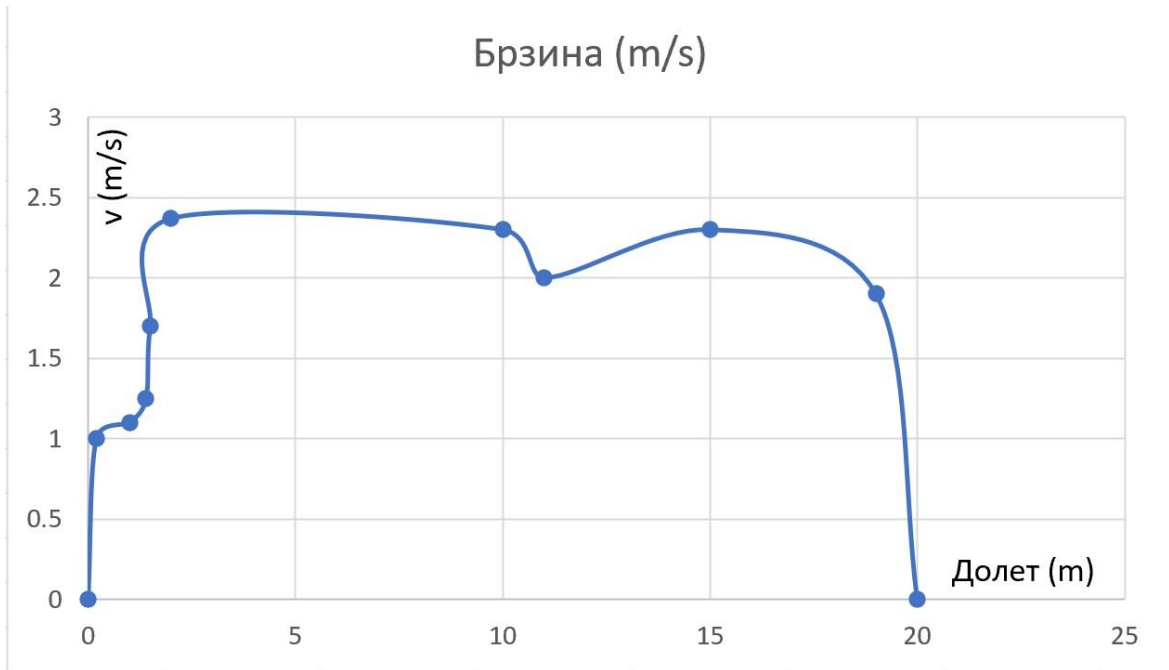


График 14: Брзине кретања v-t

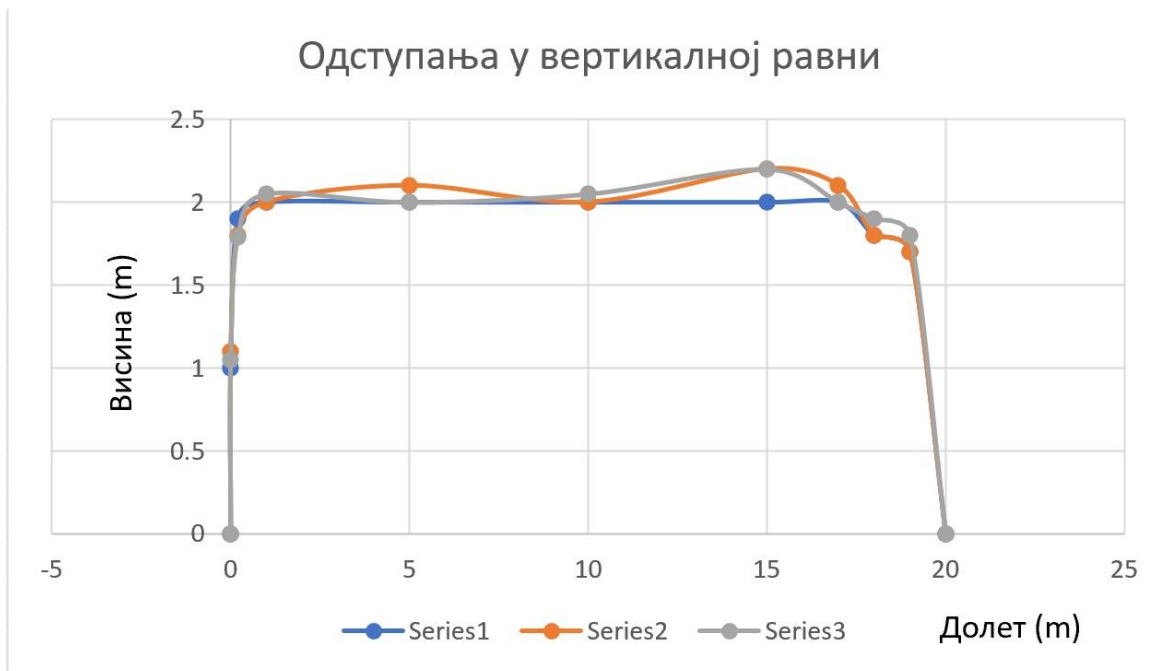


График 15: Одступања у вертикалној равни од задатих тачака

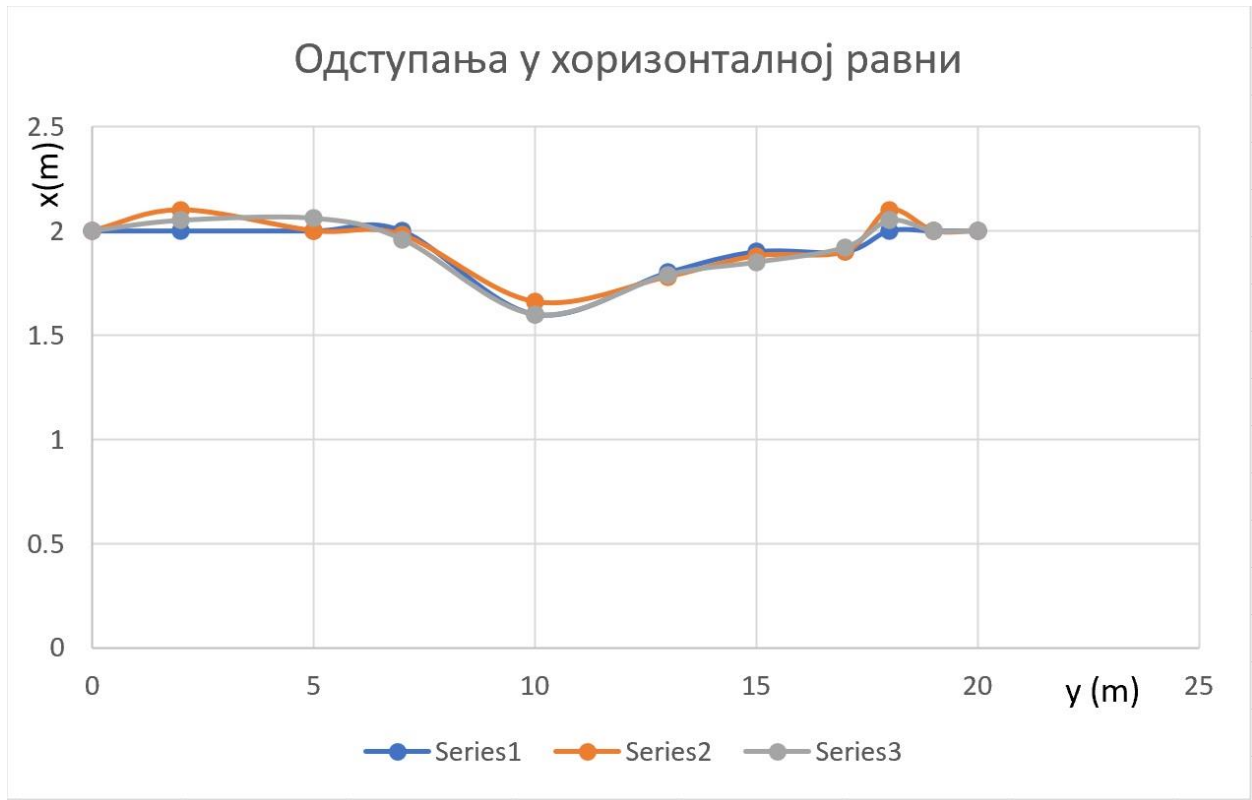


График 16: Одступања у хоризонталној равни од задатих тачака

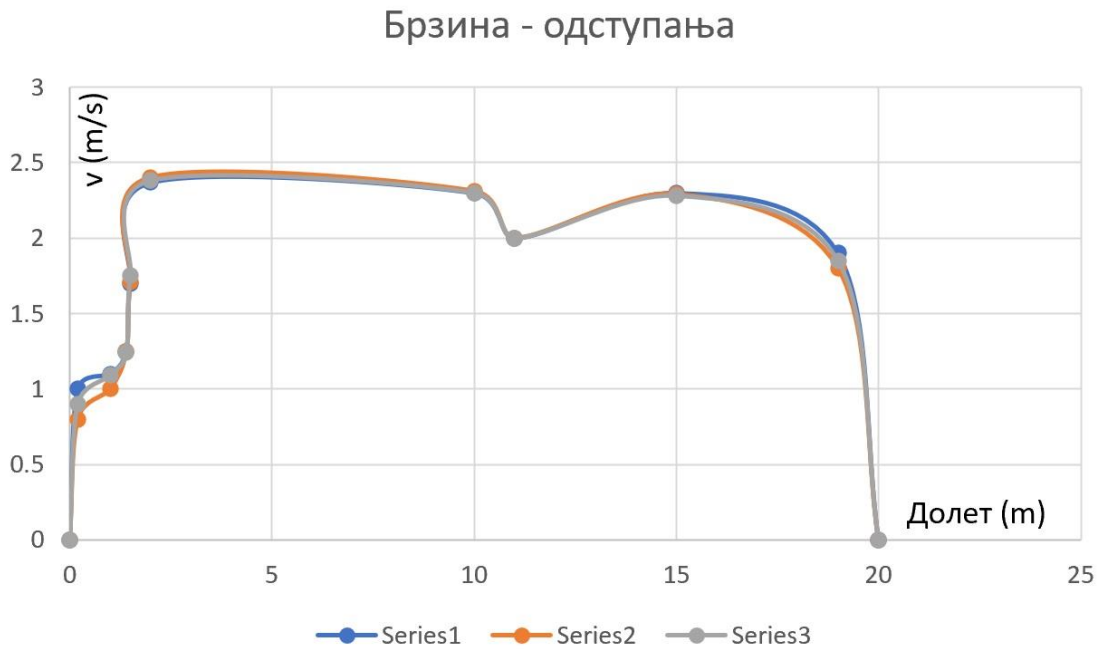
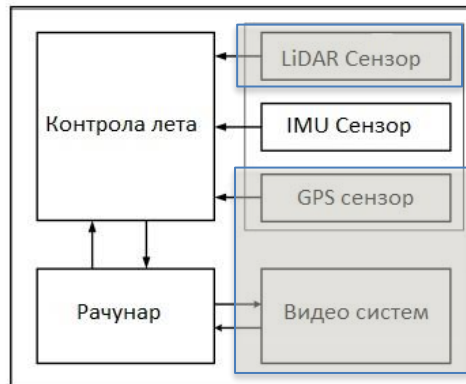


График 17: 2Д одступање брзине



## Експеримент 4

Кретање по задатаом режиму летења коришћењем LiDAR сензора.

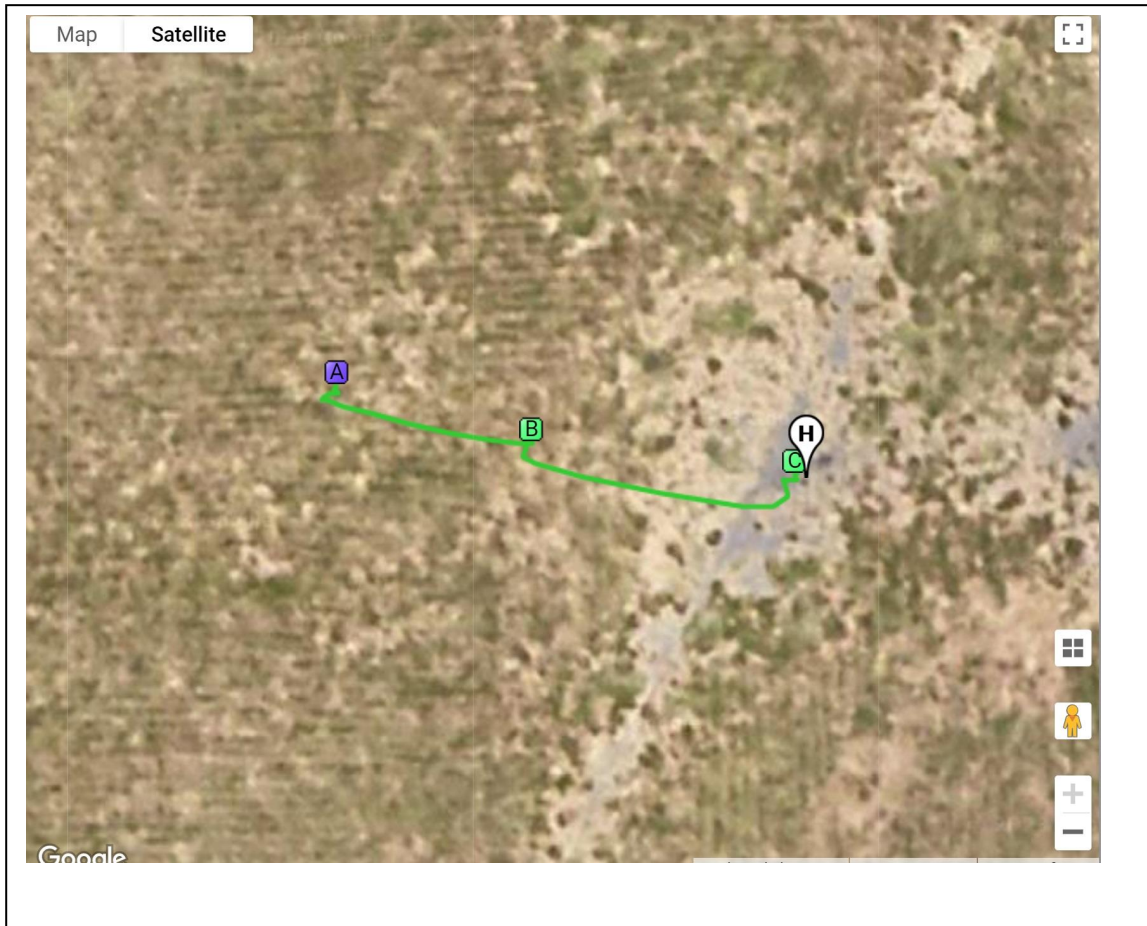


Блок дијаграм 4 – алгоритам лета

У задатом режиму лета беспилотна летелица се креће само уз помоћ података кој е добија од Видео сензора. На блок дијаграма су затамњени сензори који се не користе у овом случају.



Слика 39. Трајекторија лета у вертикалној равни



Слика 40. Трајекторија лета у вертикалној равни

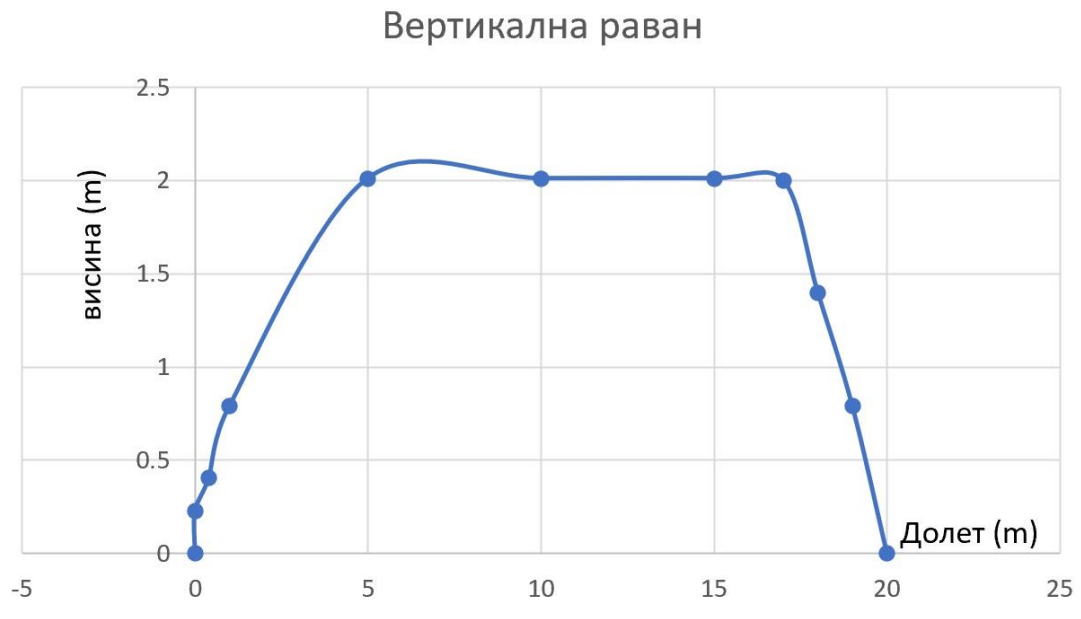


График 18: Путања у вертикалној равни са контролним тачкама



График 19: Путања у хоризонталној равни са контролним тачкама

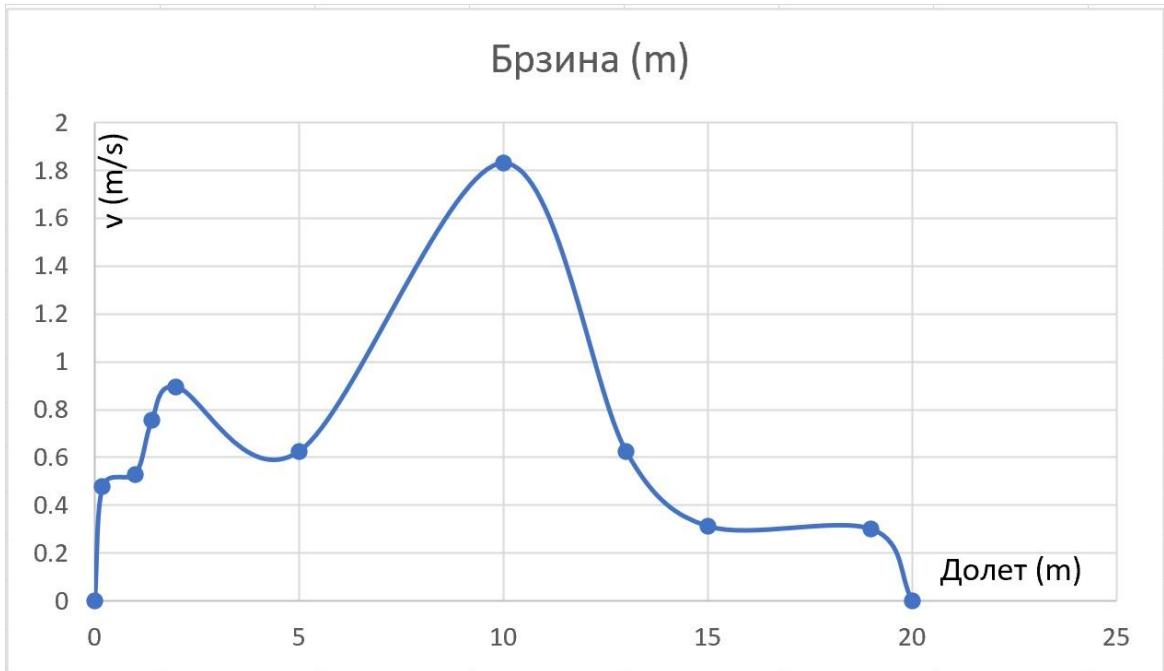


График 20: Брзине кретања  $v-t$  (m/s)

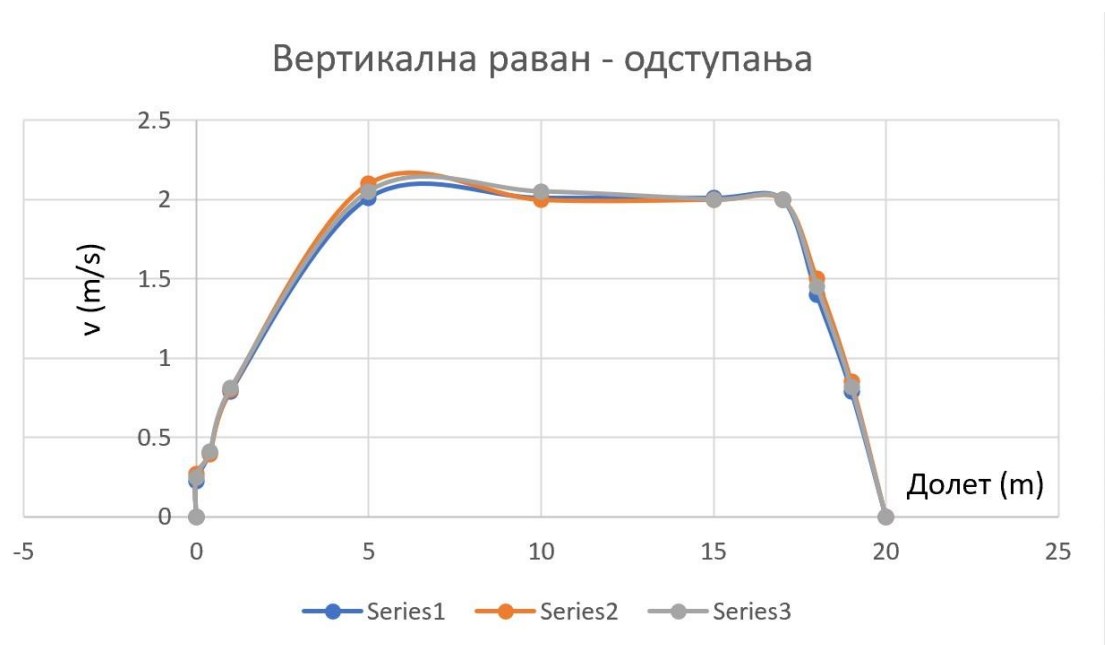


График 21: Одступања у вертикалној равни од задатих тачака



График 22: Одступања у хоризонталној равни од задатих тачака

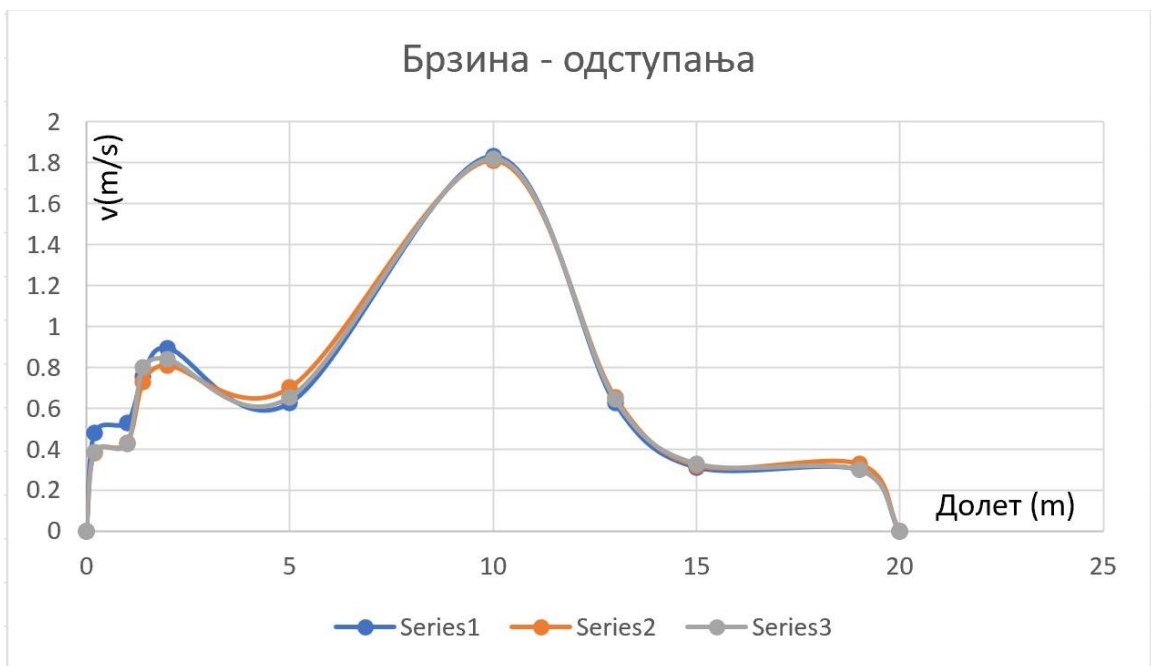


График 23: 2Д одступање брзине

### Критичка анализа резултата истраживања

Имајући у виду веома широки спектар употребе и све већу сложеност савремених беспилотних система не изненађује чињеница да се све већи број истраживачких напора улаже у њихово унапређивање. Основни циљ тих истраживања огледа се у изналажењу нових начина за задовољавање све оштријих захтева у прецизности кретања, аутономности и смањења трошкова уз задржавање добрих перформанси система. Један од највећих изазова који треба превазићи ради већег пробоја јесте оптимизација функционалних и управљачких параметара система.

Постојање додатног сензора или система за позиционирање беспилотне летелице оптимизује тренутно одређивање позиције летелице. Наиме, за сваки постављени задатак неопходно је одредити оптималну путању кретања беспилотне летелице у складу са постављеним критеријумима у свим фазама лета, од полетања до слетања. Да би се у реалним условима одредио тачан положај летелице, у односу на планиран према путањи, неопходни су системи навигације високе прецизности. Данас, ти системи навигације имају своје предности али и мане које су повезане са многобројним факторима као што су доба дана, даљина, метео услови, врста терен, место слетања итд и као такви генеришу одређене грешке. Да би се смањио утицај навигационе грешке на задатој путањи углавном се комбинују два или више различитих система за навигацију или сензора.

Главни недостаци оваквих система огледају се у повећању потребног времена за решавање проблема, немогућност примене на објектима у реалном времену због ограничења система јер нема GPS сигнала, недовољна осветљеност за камере, електронска ометања за радаре, непостојање адекватних система и сензора са задовољавајућом прецизношћу, цена итд.

С обзиром на комплексност савремених беспилотних система и све захтевнија ограничења, посебно у смислу тачности одређивања њиховог положаја у простору, улажу се све већи напори у нове технологије позиционирања и навигације. Лет беспилотног ваздухопловног система подразумева употребу разних система за навигацију и одређивање положаја у простору. Оптимални параметри лета зависе од масе и носивости летелице, летног профила (профила брзине и убрзања, конфигурације терена, итд.) и као такви представљају компромис за одређени скуп утицајних фактора и у тесној су вези са системима позиционирања односно навигације.

Међутим, посебан проблем представљају беспилотни ваздухопловни системи који се крећу у отежаним топографским срединама (урбане средине, кањони итд) где постојање само једног система за позиционирање и навигацију не може да пружи адекватне податке о њиховом тренутном положају. ГПС не ради у кањонима, градским срединама као што су подруми, уске улице, тунели итд. Тада позиционирање и кретање беспилотне летелице постаје онемогућено. Зато је неопходно да беспилотни ваздухопловни системи поседују два или више технолошки разнородних система позиционирања и навигације да би у случају отказа једног од њих и даље била у могућности да успешно настави са мисијом тј. летом.

Управо зато, јавља се потреба да се пажљивим избором система позиционирања и навигације омогући континуално и прецизно добијање података неопходних за тачно одређивање положаја беспилотног ваздухопловног система у било ком гео простору у свим метео условима и у било које доба дана или ноћи. Формирањем аналитичког модела

беспилотног ваздухопловног система и детаљног симулационог модела терена, извршено је утврђивање и детаљна анализа спољних утицаја на кретање система.

Поред већ великих изазова у погледу управљања сложеним динамичким системима као што су беспилотни ваздухопловни системи код система позиционирања неопходно је ускладити рад најмање два разнородна сензора у сваком временском тренутку уз постизање високих перформанси система у погледу тачности кретања по задатој путањи.

С тим у вези, у предметној дисертацији испитана је могућност примене метода заснованих на два технолошка различита сензорска система, у овом случају ГПС и ЛиДар, у процесу извођења лета по задатој путањи. На основу снимљених летних циклуса, формиран је оптималан алгоритам управљања.

Увидом у резултате истраживања спроведених у оквиру израде докторске дисертације, као и увидом у резултате објављене у савременим научним радовима из области докторске дисертације, долази се до закључка да су методологија истраживања, коришћене експерименталне методе и методе за анализу и обраду података у докторској дисертацији актуелни и да представљају новину у датој области истраживања.

Развијена је нова метода за одређивање тачне позиције беспилотне летелице у простору односно осим GPS употребљени су LiDAR, IMU и видео систем у завршној фази слетања. На основу прикупљених података и њихових карактеристичних параметара, развијено је софтверско решење за праћење положаја беспилотне летелице на терену у реалном времену, а уз помоћ наведена четири сензора.

Досадашња истраживања, која су претходила истраживањима представљеним у овој дисертацији, нису објединила велики број параметара који је разматран у оквиру докторске дисертације употребом метода машинског учења и тиме омогућила одређивање тачног положаја беспилотне летелице у реалном времену.

Анализом параметара добијених од четири различита система GPS, LiDAT, IMU и видео систем у односу на задату путању, алгоритам машинског учења пружио је, индиректним мерењима, информацију о тренутном положају летелице и неопходним корекцијама ради постизања задатих параметара за слетање на задатој локацији.

За потребе израде дисертације, на индиректан начин, извршена је предикција тачног положаја беспилотне летелице у срединама где је онемогућен рад основног, у овом систему навигације, у овом случају GPS, омогућен лет по задатој путањи са слетањем на задатој локацији.

Добијени резултати представљају јасно одређен правац примене, а то је непосредно континуално праћење параметре који могу да утичу на лет беспилотног система, у реалном времену, за разлику од тренутне праксе која диктира анализу параметара у одређеним дефинисаним временским интервалима.

За експерименталну проверу изложене методе у докторској дисертацији и проверу постављених циљева истраживања развијена је хардверска конфигурација беспилотне летелице у форми квдрокоптера са четири различита сензорска система навигације GPS, LiDAT, IMU и видео систем за аутономно позиционирање летелице у стварним експлоатационим условима. Синтеза рада ова четири различита система позиционирања омогућила је познавање тачне позиције беспилотне летелице у сваком тренутку па и услучају да неки од њих није у функцији. Такође, симултани рад ова четири различита сензора драстично повећавају ниво тачности одређивања позиције беспилотне летелице у било ком простору што је од пресудног значаја нарочито у фази слетања.



Оригиналан приступ коришћен у истраживању, као и добијени резултати настали свеобухватном анализом функционалних параметара елемената система, дају значајан допринос области беспилотних летелица.



Фокус стручне јавности је већ дуго времена усмерен на проучавање беспилотних ваздухопловних система како би се унапредиле њихове укупне ТТХ перформансе као што су долет, носивост, управљање навигација, сензорски системи итд. што би резултирало смањењем димензија, цене производње и експлоатације, а омогућило њихову оптималну употребу у свим режимима лета (дан/ноћ, сунце/киша, пустиња, прашума итд). Резултати бројних истраживања углавном су коришћени за дефинисање нових технологија нарочито у области материјала и позиционирања..

Већина истраживања су имала за циљ проширење области примене нових технологија уз високу поузданост функционисања. Реалност је показала да, када су у питању системи позиционирања који су такорећи стандардни (инерцијални, GPS ирд), већина досадашњих експеримената и закључака има прихватљиву примену са дефинисаним одступањима и грешкама. Ограничења се односе на чињеницу да се резултати могу применити само за одређене услове и за одређене типове система позиционирања где је прецизност углавном лимитирана.

У отвореној литератури су разматране и дефинисане веза између појединих параметара лета беспилотног ваздухопловног система и техничких карактеристика система навигације (тачност, брзина, подложност утицају спољних фактора итд). Углавном, већина истраживања односно закључака се примењује на функционисање једног или највише два различита система позиционира тј. навигације тако да су се закључци формирали на основу таквих претпоставки.

Неоопходна су опсежна испитивања која би довела до поузданих решења за повећање тачности позиционирање и кретања беспилотних ваздухопловних система у произвољној средини (на било којој географској и просторној локацији), које би се остварило интеграцијом два или више независна позциона (навигациона) сензорска система.

Рад на овој докторској дисертацији обухватио је опсежну анализу претходних истраживања, израду математичког модела у циљу одређивања модела оптималне трајекторије беспилотног ваздухопловног система при слетању, низ експерименталних мерења на терену у реалним условима, статистичку обраду и анализу резултата и уопштак и представљање резултата коришћењем постављеним математичким моделима

Експеримент је урађен са различитим конфигурацијама навигације и управљања беспилотом летелицом при чему су добијени резултати (висина лета, брзина лета, позиција слетања итд) разматрани и међусобно упоређени.

После систематизације добијених резултата помоћу експеримента, извршена је провера закључака из постојећих извора. Направљена је детаљна статистичка анализа експерименталних резултата који су у претходном периоду објављени у литератури, као и статистичка анализа експерименталних резултата који су добијени у свом експерименту. Статистичком анализом дошло се до закључка да се оне не могу са великом поузданошћу користити.

Увидом у резултате истраживања спроведених у оквиру израде докторске дисертације, као и увидом у резултате објављене у савременим научним радовима из области докторске дисертације, долази се до закључка да су методологија истраживања, коришћене експерименталне методе и методе за анализу и обраду података у докторској дисертацији актуелни и да представљају новину у датој области истраживања.

Развијена је нова метода за одређивање тачне позиције беспилотне летелице у простору односно осим ГПС употребљен је ЛиДар. На основу прикупљених података и њихових карактеристичних параметара, развијено је софтверско решење за праћење положаја беспилотне летелице на терену у реалном времену, а уз помоћ ЛиДар сензора. Досадашња истраживања, која су претходила истраживањима представљеним у овој дисертацији, нису објединила велики број параметара који је разматран у оквиру



докторске дисертације употребом метода машинског учења и тиме омогућила одређивање тачног положаја беспилотне летелице у реалном времену.

Анализом параметара добијених од два различита система ГПС и ЛиДар у односу на задату путању, алгоритам машинског учења пружио је, индиректним мерењима, информацију о тренутном положају летелице и неопходним корекцијама ради постизања задатих параметара.

Закључак је да, за потребе израде дисертације, на индиректан начин, извршена предикција тачног положаја беспилотне летелице у срединама где је онемогућен рад основног (у овом случају ГПС) система навигације и омогућен даљи лет по задатој путањи.

Добијени резултати представљају јасно одређен правац примене, а то је непосредно континуално праћење параметре који могу да утичу на лет беспилотног система, у реалном времену, за разлику од тренутне праксе која диктира анализу параметара у одређеним дефинисаним временским интервалима.

У оквиру рада на дисертацији „Аутономно позиционирање и генерисање оптималних путања беспилотних ваздухопловних система при слетању ” кандидат Драган М.Раковић је потврдио и проширио постојећа знања у области позиционирања и одређивања оптималних путања беспилотних ваздухопловних система са анализом утицаја спољашних параметара (метео услови, доба дана, локација итд) и техничких карактеристика сензорских система (Видео,GPS, IMI, LiDAR итд) на минимално одступање од пројектоване (задате) оптималне путање кретања. Остваривање оптималне путање лета донси велике бенефите читавом систему као уштеда горива, скраћивање времена лета, мање ангажовање људства. На тај начин се оптимизује употреба беспилотног ваздухопловног система у складу са постављеним захтевима.

Научни допринос предметне дисертације је:

Свеобухватна анализа утицаја функционалних параметара беспилотне летелице на радне параметре, прецизност кретања, минимално време кретања, оствариву смањену потрошњу горива погонских система, смањено ангажовање оператера итд;

Стручни допринос предметне дисертације је:

Синтеза различитих сензорских система и формирање примењивог управљачког алгоритма који ће обезбедити адекватано кретање по оптималној путањи беспилотног ваздухопловног система у различитим експлоатационим условима.

## Литература:

[1]	Leonard, R. S., Drezner, J. A., & RAND CORP SANTA MONICA CA. (2002). Innovative Development. Global Hawk and Darkstar. Volume 1: HAE UAV ACTD Program Description and Comparative Analysis. 2002.
[2]	Gertler, J. (2012, January). US unmanned aerial systems. Library of Congress Washington DC Congressional Research Service
[3]	Bone, E., & Bolkcom, C. (2003, April). Unmanned aerial vehicles: Background and issues for congress. LIBRARY OF CONGRESS WASHINGTON DC CONGRESSIONAL RESEARCH SERVICE.
[4]	
[5]	Rell Pros-Wellenhof, Bernhard (2007). Navigation: Principles of Positioning and Guidances. Springer. pp. 5–6. ISBN 978-3-211-00828-7.
[6]	Aerial Navigation [Pt. I, II] (The compass and The map)- Div. Mil. Aeronautics, US Army, Washington, 1918
[7]	Condomines, J. P. Nonlinear Kalman Filter for Multi-Sensor Navigation of Unmanned Aerial Vehicles: Application to Guidance and Navigation of Unmanned Aerial Vehicles Flying in a Complex Environment, 2018, Elsevier.
[8]	KerryGordon, The multi-state Kalman Filter in medical monitoring, Computer Methods and Programs in Biomedicine Volume 23, Issue 2, October 1986, Pages 147-154
[9]	Castillo-Garcia, P., Hernandez, L. E. M., & Gil, P. G. (2016). Indoor navigation strategies for aerial autonomous systems. Butterworth-Heinemann.
[10]	Zoran Gacovski, Unmanned Aerial Vehicles (UAV) and Drones, Arcler Press, Burlington, Canada, 2021
[11]	W. J. Ecker, Loran-C User Handbook, Commandant publication P16562.5, ch. 1.
[12]	J. A. V. Allen, "Basic principles of celestial navigation," American Journal of Physics, vol. 72, no. 11, pp. 1418-1424, 2004
[13]	Hofmann-Wellenhof B., Lichtenegger H., Collins J., GPS: Theory and Practice, Springer-Verlag, Vienna, (1997)
[14]	Altami Z., Sillard P., Boucher C., "ITRF2000: A New Release of the International Terrestrial Reference Frame for Earth Science Applications," Journal of Geophysical Research, Vol. 107, No. B10, p. 2214, (2002).
[15]	McCarthy D., (eds.), "IERS Conventions," IERS Technical Note No. 21, U.S. Naval Observatory, July 1996; <a href="http://www.maia.usno.navy.mil/conventions.html">http://www.maia.usno.navy.mil/conventions.html</a>
[16]	Newton, I., Newton's Principia : the mathematical principles of natural philosophy, (1846).
[17]	Tomović, A., Šalinić, S., Obradović, A., Grbović, A., Milovančević, M., Closed-form solution for the free axial-bending vibration problem of structures composed of rigid bodies and elastic beam segments, Applied Mathematical Modelling, Volume 77, Part 2, Pages 1148-1167, (January 2020).
[18]	Johnson, N., Tang, W., Howell, G., "Terrain Aided Navigation Using Maximum A Posteriori Estimation", IEEE, Position Location and Navigation Symposium, (1990).
[19]	Clive Hart, Kites: an Historical Survey (Mount Vernon, NY: P.P. Appel, 1892), 25
[20]	John Buckley, Air Power in the Age of Total War
[21]	„Norrie”, Norrie, H. S., Induction Coils: How to make, use, and repair them. Norman H. Schneider, 1907, New York. 4th edition
[22]	Mol, M. H. (1998). Advanced Concept Technology Demonstrations (ACTD): Are They Relevant in Today's Acquisition Environment. <i>Unpublished MBA, Air Command and</i>



	<i>Staff College Air University.</i>
[23]	Abdessameud, Abdelkader, and Abdelhamid Tayebi. „Global trajectory tracking control of VTOL-UAVs without linear velocity Measurements”, <i>Automatica, A Journal of IFAC, the International Federation of Automatic Control</i> 46.6 (2010):1053- 1059.
[24]	Zhang, Guohao, and Li-Ta Hsu. „Intelligent GNSS/INS integrated navigation system for a commercial UAV flight control system”, <i>Aerospace Science and Technology</i> 80 (2018):368-380
[25]	Vetrella, Amedeo Rodi, Giancarmine Fasano, and Domenico Accardo. „Attitude estimation for cooperating UAVs based on tight integration of GNSS and vision meas,urements”, <i>Aerospace Science and Technology</i> 84 (2019):966-970.
[26]	V. Jeaneau, L. Jouanneau, A. Kotenkoff, „Path planner methods for UAVs in real environment”, <i>IFAC PapersOnLine</i> 51-22 (2018):292–297.
[27]	González, V., et al. „UAVs mission planning with flight level constraint using Fast Marching Square Method”, <i>Robotics and Autonomous Systems</i> 94 (2017):162-171.
[28]	Wu, Xiwei, Bing Xiao, and Yaohong Qu. „Modeling and sliding mode-based attitude tracking control of a quadrotor UAV with time-varying mass”, <i>ISATransactions</i> , (2019):417-430
[29]	Khaghani, Mehran, and Jan Skaloud. „Assessment of VDM-based autonomous navigation of a UAV under operational conditions”, <i>Robotics and Autonomous Systems</i> 106 (2018): 152-164.
[30]	Yao, Peng, Yangguang Cai, and Qian Zhu. „Time-optimal trajectory generation for aerial coverage of urban building”, <i>Aerospace Science and Technology</i> 84 (2019):387-398.
[31]	Mantelli, M., Pittol, D., Neuland, R., Ribacki, A., Maffei, R., Jorge, V., ... & Kolberg, M. (2019). A novel measurement model based on abBRIEF for global localization of a UAV over satellite images. <i>Robotics and Autonomous Systems</i> , 112, 304-319.
[32]	Dasdemir, Erdi, Murat Köksalan, and Diclehan Tezcaner Öztürk. „A flexible reference point-based multi-objective evolutionary algorithm: Anapplication to the UAV route planning problem”, <i>Computers and Operations Research</i> 114 (2020).
[33]	Ony Arifianto, Mazen Farhoodn, „Optimal control of a small fixed-wing UAV about concatenated trajectories”, <i>Control Engineering Practice</i> 40 (2015).
[34]	Invernizzi, Davide, and Marco Lovera. „Trajectory tracking control of thrust vectoring UAVs”, <i>Automatica</i> 95 (2018):180-186.
[35]	Zou, Yao, and Ziyang Meng. „Coordinated trajectory tracking of multiple vertical take-of fand landing UAVs”, <i>Automatic</i> 99 (2019):33-40.
[36]	Uluskan, Seçkin. „Noncausal trajectory optimization for real-time range-only target”, <i>Aerospace Science and Technology</i> 99 (2020).
[37]	Pérez-Carabaza, Sara, et al. „UAV trajectory optimization for Minimum Time Search with communication constraints and collision avoidance”, <i>Engineering Applications of Artificial Intelligence</i> 85 (2019):357-271.
[38]	Huang, Lan, et al. „Observable modes and absolute navigation capability for landmark-based IMU/Vision Navigation System of UAV”, <i>Optik</i> 202 (2020).
[39]	Bousbaa, Fatima Zohra, et al. „GeoUAVs:A new geocast routing protocol for fleet of UAV”, <i>ComputerCommunication</i> 149 (2020):259-269.
[40]	Torres, Vitor AMF, et al. „Combined weightless neural network FPGA architecture for deforestation surveillance and visual navigation of UAVs”, <i>Engineering Applications of Artificial Intelligence</i> 87 (2020).
[41]	Zhou, Weifeng, et al. „Position control of a tail-sitter UAV using successive linearization based model predictive control”, <i>Control Engineering Practice</i> 91 (2019).
[42]	Liao, Song-lin, et al. „Path planning for moving target tracking by fixed-wing UAV”,



	Defence Technology 16.4 (2020):811-824.
[43]	Song, Zhongguo, et al. „The Vector Matching Method in Geomagnetic Aiding Navigation”, Sensors 16.7 (2016).
[44]	Sharma, Vishal, Dushantha Nalin K. Jayakody, and Kathiravan Srinivasan. „On the positioning likelihood of UAVs in 5G networks”, Physical Communication 31 (2018):1-9.
[45]	Hu, Yujiao, et al. „3Dmulti-UAVcooperative velocity-aware motion planning”, Future Generation Computer Systems Volume102 (2020):762–77.
[46]	Bunge, R. A. (2015). Aircraft Flight Dynamics. AA241X, Stanford University.
[47]	Carretero, J. G. H., Nieto, F. J. S., & Cordón, R. R. (2013, May). Aircraft trajectory simulator using a three degrees of freedom aircraft point mass model. In Proceedings of the 3rd International Conference on Application and Theory of Automation in Command and Control Systems (pp. 114-117).
[48]	Liu, T., Dai, Y., & Hong, G. (2017). Flight dynamic simulation of helicopter forward flight through microburst wind field. Advances in Mechanical Engineering, 9(2), 1687814017691212.
[49]	Yang, C. (1995). A mathematical model and validation of affine nonlinear system for helicopter flight dynamics. Beijing, China: Beihang University.
[50]	Xue, R., & Cai, G. (2016). Formation flight control of multi-UAV system with communication constraints. Journal of aerospace technology and management, 8, 203-210.
[51]	Walter, E.; Pronzato, L. (1997). Identification of Parametric Models from Experimental Data. London, England: Springer-Verlag.
[52]	Paul D Groves, Principles of GNSS, Inertial, and Multisensor Integrated Navigation Systems, London, 2007,
[53]	Болстад, Виллиам М. (2007) Интродукцион то Бауесиан Статистиц: Сецонд Едитион, Јохн Вилеу ISBN 0-471-27020-2
[54]	L. Zouaghi, A. Alexopolous, M. Koslowski, A. Kandil, and E. Badreddin, “An integrated distributed monitoring for mission-based systems : On the example of an autonomous un manned helicopter,” 6th IEEE International Conference on Intelligent Systems, Sept. 2012, pp. 415-420.
[55]	Kaplan, E. D., Christopher, J. H.: Understanding GPS, second ed., Artech house, London, Boston, ch. 1-4, (2006).
[56]	Prasad, R. , Ruggieri, M., Applied Satellite Navigation Using GPS, GALILEO, and Augmentation Systems, (2005).
[57]	Pace, S., Frost, G. P., Lachow, I., Frelinger, D. R., Fossum, D., Wasseem, D., Pinto, M. M.: “The global positioning system assessing national policies,” GPS History, Chronology, and Budgets, Appendix A and Appendix B, (1995).
[58]	Kaplan, E. D.: Understanding GPS: Principles and Applications, Norwood, MA: Artech House, (1996).
[59]	Gaposchkin, P.: “Reference Coordinate Systems for Earth Dynamics,” Proceedings of the 56th Colloquium of the International Astronomical Union, Warsaw, Poland, (July 1981).
[60]	Fang, B. T.: “Commentson‘Existence andUniquenessofGPSSolutions’ byJ.S. AbelandJ. W. Chaffee,” IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems, Vol. 28, Issue 4, p 1163 (October 1992).
[61]	Chaffee, J., Abel, J.: “On the Exact Solutions of Pseudorange Equations,” IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems, Vol. 30, Issue 4, pp. 1021–1030 (October 1994).
[62]	Hassibi, B.,Vikalo, H.: “On the Expected Complexity of Sphere Decoding,” Conference Record of the Thirty-Fifth Asilomar Conference on Signals, Systems and Computers,



	Vol. 2, pp. 1051–1055 (November 4–7, 2001).
[63]	Groves, P.D.: Principles of GNSS, Inertial, and Multisensor Integrated Navigation System, (2008).
[64]	Kalman, R. E.: "A New Approach to Linear Filtering and Prediction Problems". <i>Journal of Basic Engineering</i> 82: 35–45. doi:10.1115/1.3662552, (1960)
[65]	Siouris, G.M.: <i>Missile Guidance and Control Systems</i> , New York, (2004)
[66]	Mobley, M.D., Brown, J.I.: Impact of Terrain Correlation Elevation reference Data on Boeing's Air Launched Cruise Missile, Institute of navigation National Meeting, Dayton, Ohio, pages 108–112 (March 1980).
[67]	Hatch, R.R., Luber, J.L., Walker, J.H.: Fifty Years of strike warfare research at the applied physics laboratory, Johns Hopkins APL Technical Digest, Volume 13, Number I (1992).
[68]	Mostafavi, H., Smith, F. W.: "Image Correlation with Geometric Distortion Part I: Acquisition Performance," <i>IEEE Trans. Aerospace Electron. Sys.</i> AES-14(3), 487-493 (1978).
[69]	Aggarwal, S., & Kumar, N. (2020). Path planning techniques for unmanned aerial vehicles: A review, solutions, and challenges. <i>Computer Communications</i> , 149, 270-299.
[70]	Von Gioi, R. G., Jakubowicz, J., Morel, J. M., & Randall, G. (2012). LSD: a line segment detector. <i>Image Processing On Line</i> , 2, 35-55.
[71]	Shao, W., Cao, L., Guo, W., Xie, J., & Gu, T. (2020). Visual navigation algorithm based on line geomorphic feature matching for Mars landing. <i>Acta Astronautica</i> , 173, 383-391.
[72]	Lu, Y., Song, D., & Yi, J. (2014, May). High level landmark-based visual navigation using unsupervised geometric constraints in local bundle adjustment. In <i>2014 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)</i> (pp. 1540-1545). IEEE.
[73]	Isoz, O. (2012). Interference detection and localization in the GPS L1 frequency band (Doctoral dissertation, Luleå tekniska universitet).
[74]	Lee, D., Kim, Y., & Bang, H. (2013). Vision-based terrain referenced navigation for unmanned aerial vehicles using homography relationship. <i>Journal of Intelligent &amp; Robotic Systems</i> , 69(1), 489-497.
[75]	Wu, Z., Han, P., Yao, R., Qiao, L., Zhang, W., Shen, T., ... & Fan, R. (2019, December). Autonomous UAV landing system based on visual navigation. In <i>2019 IEEE International Conference on Imaging Systems and Techniques (IST)</i> (pp. 1-6). IEEE.



time(millis	datetime(u	latitude	longitude	height_ab	height_ab	ground_el	
altitude_a	height_son						
217700	##### 616.0011	44.80592	20.5006	0	Available w	Available	w
217800	#####	44.80592	20.5006	0		616.0011	0
217900	#####	44.80592	20.5006	0		616.0011	0
218000	#####	44.80592	20.5006	0		616.0011	0
218100	#####	44.80592	20.5006	0		616.0011	0
218200	#####	44.80592	20.5006	0		616.0011	0
218300	#####	44.80592	20.5006	0		616.0011	0
218400	#####	44.80592	20.5006	0		616.0011	0
218500	#####	44.80592	20.5006	0		616.0011	0
218600	#####	44.80592	20.5006	0		616.0011	0
218700	#####	44.80592	20.5006	0		616.0011	0
218800	#####	44.80592	20.5006	0		616.0011	0
218900	#####	44.80592	20.5006	0		616.0011	0
219000	#####	44.80592	20.5006	0		616.0011	0
219100	#####	44.80592	20.5006	0		616.0011	0
219200	#####	44.80592	20.5006	0		616.0011	0
219300	#####	44.80592	20.5006	0		616.0011	0
219400	#####	44.80592	20.5006	0		616.0011	0
219500	#####	44.80592	20.5006	0		616.0011	0
219600	#####	44.80592	20.5006	0		616.0011	0
219700	#####	44.80592	20.5006	0		616.0011	0
219800	#####	44.80592	20.5006	0		616.0011	0
219900	#####	44.80592	20.5006	0		616.0011	0
220000	#####	44.80592	20.5006	0		616.0011	0
220100	#####	44.80592	20.5006	0		616.0011	0
220200	#####	44.80592	20.5006	0.328084		616.3292	
0							
220300	#####	44.80592	20.5006	0.328084		616.3292	
0.656168							
220400	#####	44.80592	20.5006	0.656168		616.6573	
0.656168							
220500	#####	44.80592	20.5006	0.656168		616.6573	
0.984252							
220600	#####	44.80592	20.5006	0.984252		616.9853	
1.312336							
220700	#####	44.80592	20.5006	0.984252		616.9853	
1.312336							
220800	#####	44.80592	20.5006	1.312336		617.3134	
1.64042							
220900	#####	44.80592	20.5006	1.64042		617.6415	
1.64042							
221000	#####	44.80592	20.5006	1.64042		617.6415	
1.968504							
221100	#####	44.80592	20.5006	1.64042		617.6415	
1.968504							



221200	#####	44.80592	20.5006	1.968504		617.9696
	1.968504					
221300	#####	44.80592	20.5006	2.296588		618.2977
	2.296588					
221400	#####	44.80592	20.5006	2.296588		618.2977
	2.296588					
221500	#####	44.80592	20.5006	2.624672		618.6258
	2.624672					
221600	#####	44.80592	20.5006	2.624672		618.6258
	2.624672					
221700	#####	44.80592	20.5006	2.952756		618.9538
	2.952756					
221800	#####	44.80592	20.5006	3.28084		619.2819
	2.952756					
221900	#####	44.80592	20.5006	3.28084		619.2819
	3.28084					
222000	#####	44.80592	20.5006	3.608924		619.61
	3.28084					
222100	#####	44.80592	20.5006	3.608924		619.61
	3.608924					
222200	#####	44.80592	20.5006	3.937008		619.9381
	3.608924					
222300	#####	44.80592	20.5006	3.937008		619.9381
	3.937008					
222400	#####	44.80592	20.5006	3.937008		619.9381
	3.937008					
222500	#####	44.80592	20.5006	3.937008		619.9381
	3.937008					
222600	#####	44.80592	20.5006	3.937008	619.9381	3.937008
222700	#####	44.80592	20.5006	3.937008	619.9381	3.937008
222800	#####	44.80592	20.5006	3.937008	619.9381	3.937008
222900	#####	44.80592	20.5006	3.937008	619.9381	3.937008
223000	#####	44.80592	20.5006	3.937008	619.9381	3.937008
223100	#####	44.80592	20.5006	3.937008	619.9381	3.937008
223200	#####	44.80592	20.5006	3.937008	619.9381	3.937008
223300	#####	44.80592	20.5006	3.937008	619.9381	3.937008
223400	#####	44.80592	20.5006	3.937008	619.9381	3.937008
223500	#####	44.80592	20.5006	3.937008	619.9381	3.608924
223600	#####	44.80592	20.5006	3.937008	619.9381	3.937008
223700	#####	44.80592	20.5006	3.937008	619.9381	3.937008
223800	#####	44.80592	20.5006	3.937008	619.9381	3.937008
223900	#####	44.80592	20.5006	3.937008	619.9381	3.937008
224000	#####	44.80592	20.5006	4.265092	620.2662	3.937008
224100	#####	44.80592	20.5006	4.265092	620.2662	4.265092
224200	#####	44.80592	20.5006	4.265092	620.2662	4.265092
224300	#####	44.80592	20.5006	4.265092	620.2662	4.265092
224400	#####	44.80592	20.5006	4.593176	620.5943	4.265092
224500	#####	44.80592	20.5006	4.593176	620.5943	4.593176





224600	#####	44.80592	20.5006	4.593176	620.5943	4.593176
224700	#####	44.80592	20.5006	4.92126	620.9223	4.92126
224800	#####	44.80592	20.5006	4.92126	620.9223	4.92126
224900	#####	44.80592	20.5006	5.249344	621.2504	5.249344
225000	#####	44.80592	20.5006	5.249344	621.2504	5.249344
225100	#####	44.80592	20.5006	5.249344	621.2504	5.249344
225200	#####	44.80592	20.5006	5.577428	621.5785	5.577428
225300	#####	44.80592	20.5006	5.577428	621.5785	5.577428
225400	#####	44.80592	20.5006	5.905512	621.9066	5.905512
225500	#####	44.80592	20.5006	5.905512	621.9066	5.905512
225600	#####	44.80592	20.5006	6.233596	622.2347	5.905512
225700	#####	44.80592	20.5006	6.233596	622.2347	6.233596
225800	#####	44.80592	20.5006	6.233596	622.2347	6.233596
225900	#####	44.80592	20.5006	6.233596	622.2347	6.233596
226000	#####	44.80592	20.5006	6.233596	622.2347	6.233596
226100	#####	44.80592	20.5006	6.233596	622.2347	6.233596
226200	#####	44.80592	20.5006	6.233596	622.2347	6.233596
226300	#####	44.80592	20.5006	6.233596	622.2347	6.233596
226400	#####	44.80592	20.5006	6.233596	622.2347	6.233596
226500	#####	44.80592	20.5006	6.233596	622.2347	6.233596
226600	#####	44.80592	20.5006	6.233596	622.2347	6.233596
226700	#####	44.80592	20.5006	6.233596	622.2347	5.905512
226800	#####	44.80592	20.5006	6.233596	622.2347	5.905512
226900	#####	44.80592	20.5006	6.233596	622.2347	5.905512
227000	#####	44.80592	20.5006	6.233596	622.2347	5.905512
227100	#####	44.80592	20.5006	6.233596	622.2347	5.905512
227200	#####	44.80592	20.5006	6.233596	622.2347	5.905512
227300	#####	44.80592	20.5006	6.233596	622.2347	5.905512
227400	#####	44.80592	20.5006	6.233596	622.2347	6.233596
227500	#####	44.80592	20.5006	6.233596	622.2347	6.233596
227600	#####	44.80592	20.5006	6.233596	622.2347	6.233596
227700	#####	44.80592	20.5006	6.233596	622.2347	6.233596
227800	#####	44.80592	20.5006	6.233596	622.2347	6.233596
227900	#####	44.80592	20.5006	6.233596	622.2347	6.233596
228000	#####	44.80592	20.5006	6.233596	622.2347	6.233596
228100	#####	44.80592	20.5006	6.233596	622.2347	6.233596
228200	#####	44.80592	20.5006	6.233596	622.2347	6.233596
228300	#####	44.80592	20.5006	6.233596	622.2347	6.233596
228400	#####	44.80592	20.5006	6.233596	622.2347	6.233596
228500	#####	44.80592	20.5006	6.233596	622.2347	6.233596
228600	#####	44.80592	20.5006	6.233596	622.2347	6.233596
228700	#####	44.80592	20.5006	6.233596	622.2347	6.233596
228800	#####	44.80592	20.5006	6.56168	622.5628	6.233596
228900	#####	44.80592	20.5006	6.56168	622.5628	6.233596
229000	#####	44.80592	20.5006	6.56168	622.5628	6.56168
229100	#####	44.80592	20.5006	6.56168	622.5628	6.56168
229200	#####	44.80592	20.5006	6.56168	622.5628	6.56168
229300	#####	44.80592	20.5006	6.56168	622.5628	6.56168



229400	#####	44.80592	20.5006	6.56168	622.5628	6.56168
229500	#####	44.80592	20.5006	6.56168	622.5628	6.56168
229600	#####	44.80592	20.5006	6.889764	622.8909	6.56168
229700	#####	44.80592	20.5006	6.56168	622.5628	6.56168
229800	#####	44.80592	20.5006	6.56168	622.5628	6.56168
229900	#####	44.80592	20.5006	6.56168	622.5628	6.56168
230000	#####	44.80592	20.5006	6.56168	622.5628	6.56168
230100	#####	44.80592	20.5006	6.56168	622.5628	6.56168
230200	#####	44.80592	20.5006	6.56168	622.5628	6.56168
230300	#####	44.80592	20.5006	6.56168	622.5628	6.56168
230400	#####	44.80592	20.5006	6.56168	622.5628	6.56168
230500	#####	44.80592	20.5006	6.56168	622.5628	6.56168
230600	#####	44.80592	20.5006	6.56168	622.5628	6.56168
230700	#####	44.80592	20.5006	6.56168	622.5628	6.56168
230800	#####	44.80592	20.5006	6.56168	622.5628	6.56168
230900	#####	44.80592	20.5006	6.56168	622.5628	6.56168
231000	#####	44.80592	20.5006	6.56168	622.5628	6.56168
231100	#####	44.80592	20.5006	6.56168	622.5628	6.56168
231200	#####	44.80592	20.5006	6.56168	622.5628	6.56168
231300	#####	44.80592	20.5006	6.56168	622.5628	6.56168
231400	#####	44.80592	20.5006	6.56168	622.5628	6.56168
231500	#####	44.80592	20.5006	6.56168	622.5628	6.889764
231600	#####	44.80592	20.5006	6.56168	622.5628	6.889764
231700	#####	44.80592	20.5006	6.56168	622.5628	6.889764
231800	#####	44.80592	20.5006	6.56168	622.5628	6.889764
231900	#####	44.80592	20.5006	6.56168	622.5628	6.889764
232000	#####	44.80592	20.50061	6.56168	622.5628	6.889764
232100	#####	44.80592	20.50061	6.56168	622.5628	6.889764
232200	#####	44.80592	20.50061	6.56168	622.5628	6.889764
232300	#####	44.80592	20.50061	6.56168	622.5628	6.889764
232400	#####	44.80592	20.50061	6.56168	622.5628	6.889764
232500	#####	44.80592	20.50061	6.56168	622.5628	6.889764
232600	#####	44.80592	20.50061	6.56168	622.5628	6.889764
232700	#####	44.80592	20.50061	6.56168	622.5628	6.889764
232800	#####	44.80592	20.50061	6.56168	622.5628	6.889764
232900	#####	44.80592	20.50061	6.56168	622.5628	6.889764
233000	#####	44.80591	20.50062	6.56168	622.5628	6.889764
233100	#####	44.80591	20.50062	6.56168	622.5628	6.889764
233200	#####	44.80591	20.50062	6.56168	622.5628	6.889764
233300	#####	44.80591	20.50062	6.56168	622.5628	6.889764
233400	#####	44.80591	20.50062	6.56168	622.5628	6.889764
233500	#####	44.80591	20.50062	6.56168	622.5628	6.889764
233600	#####	44.80591	20.50062	6.56168	622.5628	6.56168
233700	#####	44.80591	20.50063	6.56168	622.5628	6.56168
233800	#####	44.80591	20.50063	6.56168	622.5628	6.56168
233900	#####	44.80591	20.50063	6.56168	622.5628	6.56168
234000	#####	44.80591	20.50063	6.56168	622.5628	6.56168
234100	#####	44.80591	20.50063	6.56168	622.5628	6.56168



234200	#####	44.80591	20.50063	6.56168	622.5628	6.56168
234300	#####	44.80591	20.50063	6.56168	622.5628	6.56168
234400	#####	44.80591	20.50064	6.56168	622.5628	6.56168
234500	#####	44.80591	20.50064	6.56168	622.5628	6.56168
234600	#####	44.80591	20.50064	6.56168	622.5628	6.56168
234700	#####	44.80591	20.50064	6.56168	622.5628	6.56168
234800	#####	44.80591	20.50064	6.56168	622.5628	6.56168
234900	#####	44.80591	20.50064	6.56168	622.5628	6.56168
235000	#####	44.80591	20.50064	6.56168	622.5628	6.56168
235100	#####	44.80591	20.50065	6.56168	622.5628	6.56168
235200	#####	44.80591	20.50065	6.56168	622.5628	6.56168
235300	#####	44.80591	20.50065	6.56168	622.5628	6.56168
235400	#####	44.80591	20.50065	6.56168	622.5628	6.56168
235500	#####	44.80591	20.50065	6.56168	622.5628	6.56168
235600	#####	44.80591	20.50065	6.56168	622.5628	6.56168
235700	#####	44.80591	20.50066	6.56168	622.5628	6.56168
235800	#####	44.80591	20.50066	6.56168	622.5628	6.56168
235900	#####	44.80591	20.50066	6.56168	622.5628	6.56168
236000	#####	44.80591	20.50066	6.56168	622.5628	6.56168
236100	#####	44.80591	20.50066	6.56168	622.5628	6.56168
236200	#####	44.80591	20.50066	6.56168	622.5628	6.56168
236300	#####	44.80591	20.50067	6.56168	622.5628	6.56168
236400	#####	44.80591	20.50067	6.56168	622.5628	6.56168
236500	#####	44.80591	20.50067	6.56168	622.5628	6.56168
236600	#####	44.80591	20.50067	6.56168	622.5628	6.56168
236700	#####	44.80591	20.50067	6.56168	622.5628	6.56168
236800	#####	44.80591	20.50067	6.56168	622.5628	6.56168
236900	#####	44.80591	20.50067	6.56168	622.5628	6.56168
237000	#####	44.80591	20.50067	6.56168	622.5628	6.56168
237100	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
237200	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
237300	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
237400	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
237500	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
237600	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
237700	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
237800	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
237900	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
238000	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
238100	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
238200	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
238300	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
238400	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
238500	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
238600	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
238700	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
238800	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
238900	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168



239000	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
239100	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
239200	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
239300	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
239400	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
239500	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
239600	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
239700	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
239800	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
239900	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
240000	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
240100	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
240200	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
240300	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
240400	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
240500	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
240600	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
240700	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
240800	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
240900	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
241000	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
241100	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
241200	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
241300	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
241400	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
241500	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
241600	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
241700	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
241800	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
241900	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
242000	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
242100	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
242200	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
242300	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
242400	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
242500	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
242600	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
242700	#####	44.80591	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
242800	#####	44.8059	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
242900	#####	44.8059	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
243000	#####	44.8059	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
243100	#####	44.8059	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
243200	#####	44.8059	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
243300	#####	44.8059	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
243400	#####	44.8059	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
243500	#####	44.8059	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
243600	#####	44.8059	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
243700	#####	44.8059	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168



243800	#####	44.8059	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
243900	#####	44.8059	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
244000	#####	44.8059	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
244100	#####	44.8059	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
244200	#####	44.8059	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
244300	#####	44.8059	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
244400	#####	44.8059	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
244500	#####	44.8059	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
244600	#####	44.8059	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
244700	#####	44.8059	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
244800	#####	44.8059	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
244900	#####	44.8059	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
245000	#####	44.8059	20.50068	6.56168	622.5628	6.56168
245100	#####	44.8059	20.50068	6.56168	622.5628	6.889764
245200	#####	44.8059	20.50069	6.56168	622.5628	6.889764
245300	#####	44.8059	20.50069	6.56168	622.5628	6.889764
245400	#####	44.8059	20.50069	6.56168	622.5628	6.889764
245500	#####	44.8059	20.50069	6.56168	622.5628	6.889764
245600	#####	44.8059	20.50069	6.56168	622.5628	6.56168
245700	#####	44.8059	20.50069	6.56168	622.5628	6.56168
245800	#####	44.8059	20.5007	6.56168	622.5628	6.56168
245900	#####	44.8059	20.5007	6.56168	622.5628	6.56168
246000	#####	44.8059	20.5007	6.56168	622.5628	6.56168
246100	#####	44.8059	20.5007	6.56168	622.5628	6.56168
246200	#####	44.8059	20.5007	6.56168	622.5628	6.56168
246300	#####	44.8059	20.50071	6.56168	622.5628	6.56168
246400	#####	44.8059	20.50071	6.56168	622.5628	6.56168
246500	#####	44.8059	20.50071	6.56168	622.5628	6.889764
246600	#####	44.80589	20.50071	6.56168	622.5628	6.889764
246700	#####	44.80589	20.50072	6.56168	622.5628	6.889764
246800	#####	44.80589	20.50072	6.56168	622.5628	6.889764
246900	#####	44.80589	20.50072	6.56168	622.5628	6.889764
247000	#####	44.80589	20.50073	6.56168	622.5628	6.889764
247100	#####	44.80589	20.50073	6.56168	622.5628	6.889764
247200	#####	44.80589	20.50073	6.56168	622.5628	6.56168
247300	#####	44.80589	20.50074	6.56168	622.5628	6.56168
247400	#####	44.80589	20.50074	6.56168	622.5628	6.56168
247500	#####	44.80589	20.50074	6.56168	622.5628	6.56168
247600	#####	44.80589	20.50075	6.56168	622.5628	6.56168
247700	#####	44.80589	20.50075	6.56168	622.5628	6.56168
247800	#####	44.80589	20.50075	6.56168	622.5628	6.56168
247900	#####	44.80589	20.50076	6.56168	622.5628	6.56168
248000	#####	44.80589	20.50076	6.56168	622.5628	6.889764
248100	#####	44.80589	20.50076	6.56168	622.5628	6.889764
248200	#####	44.80589	20.50077	6.56168	622.5628	6.889764
248300	#####	44.80589	20.50077	6.56168	622.5628	6.889764
248400	#####	44.80589	20.50077	6.56168	622.5628	6.56168
248500	#####	44.80589	20.50077	6.56168	622.5628	6.56168



248600	#####	44.80589	20.50078	6.56168	622.5628	6.56168
248700	#####	44.80589	20.50078	6.56168	622.5628	6.56168
248800	#####	44.80589	20.50078	6.56168	622.5628	6.56168
248900	#####	44.80589	20.50078	6.56168	622.5628	6.889764
249000	#####	44.80589	20.50078	6.56168	622.5628	6.56168
249100	#####	44.80589	20.50078	6.56168	622.5628	6.56168
249200	#####	44.80589	20.50078	6.56168	622.5628	6.56168
249300	#####	44.80589	20.50078	6.56168	622.5628	6.56168
249400	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
249500	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
249600	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
249700	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
249800	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.889764
249900	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.889764
250000	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.889764
250100	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.889764
250200	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.889764
250300	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
250400	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
250500	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
250600	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
250700	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
250800	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
250900	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
251000	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
251100	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
251200	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
251300	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
251400	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
251500	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
251600	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
251700	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
251800	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
251900	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
252000	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
252100	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
252200	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
252300	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
252400	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
252500	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
252600	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
252700	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
252800	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
252900	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
253000	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
253100	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
253200	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
253300	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168



253400	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
253500	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
253600	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
253700	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
253800	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
253900	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
254000	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
254100	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
254200	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
254300	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
254400	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
254500	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
254600	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
254700	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
254800	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
254900	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
255000	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
255100	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
255200	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
255300	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
255400	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
255500	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
255600	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
255700	#####	44.8059	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
255800	#####	44.8059	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
255900	#####	44.8059	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
256000	#####	44.8059	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
256100	#####	44.8059	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
256200	#####	44.8059	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
256300	#####	44.8059	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
256400	#####	44.8059	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
256500	#####	44.8059	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
256600	#####	44.8059	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
256700	#####	44.8059	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
256800	#####	44.8059	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
256900	#####	44.8059	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
257000	#####	44.8059	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
257100	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
257200	#####	44.80589	20.50079	6.56168	622.5628	6.56168
257300	#####	44.80589	20.5008	6.56168	622.5628	6.56168
257400	#####	44.80589	20.5008	6.56168	622.5628	6.56168
257500	#####	44.80589	20.5008	6.56168	622.5628	6.56168
257600	#####	44.80589	20.5008	6.56168	622.5628	6.56168
257700	#####	44.80589	20.5008	6.56168	622.5628	6.56168
257800	#####	44.80589	20.5008	6.56168	622.5628	6.56168
257900	#####	44.80589	20.5008	6.56168	622.5628	6.56168
258000	#####	44.80589	20.5008	6.56168	622.5628	6.56168
258100	#####	44.80589	20.5008	6.56168	622.5628	6.56168



258200	#####	44.80589	20.5008	6.56168	622.5628	6.56168
258300	#####	44.8059	20.5008	6.56168	622.5628	6.56168
258400	#####	44.8059	20.5008	6.56168	622.5628	6.56168
258500	#####	44.8059	20.5008	6.56168	622.5628	6.56168
258600	#####	44.8059	20.5008	6.56168	622.5628	6.56168
258700	#####	44.8059	20.5008	6.56168	622.5628	6.233596
258800	#####	44.8059	20.5008	6.56168	622.5628	6.233596
258900	#####	44.8059	20.5008	6.233596	622.2347	6.233596
259000	#####	44.8059	20.5008	6.233596	622.2347	5.905512
259100	#####	44.8059	20.5008	5.905512	621.9066	5.905512
259200	#####	44.8059	20.5008	5.905512	621.9066	5.577428
259300	#####	44.8059	20.5008	5.577428	621.5785	5.577428
259400	#####	44.8059	20.5008	5.577428	621.5785	5.249344
259500	#####	44.8059	20.5008	5.249344	621.2504	5.249344
259600	#####	44.8059	20.5008	5.249344	621.2504	5.249344
259700	#####	44.8059	20.5008	5.249344	621.2504	4.92126
259800	#####	44.8059	20.5008	5.249344	621.2504	4.92126
259900	#####	44.8059	20.5008	5.249344	621.2504	4.92126
260000	#####	44.8059	20.5008	4.92126	620.9223	4.92126
260100	#####	44.8059	20.5008	4.92126	620.9223	4.92126
260200	#####	44.8059	20.5008	4.92126	620.9223	4.92126
260300	#####	44.8059	20.5008	4.92126	620.9223	4.593176
260400	#####	44.8059	20.5008	4.92126	620.9223	4.593176
260500	#####	44.8059	20.5008	4.593176	620.5943	4.593176
260600	#####	44.8059	20.5008	4.593176	620.5943	4.265092
260700	#####	44.8059	20.5008	4.593176	620.5943	4.265092
260800	#####	44.8059	20.5008	4.265092	620.2662	4.265092
260900	#####	44.8059	20.5008	4.265092	620.2662	4.265092
261000	#####	44.8059	20.5008	4.265092	620.2662	3.937008
261100	#####	44.8059	20.5008	4.265092	620.2662	3.937008
261200	#####	44.8059	20.5008	3.937008	619.9381	3.937008
261300	#####	44.8059	20.5008	3.937008	619.9381	3.937008
261400	#####	44.8059	20.5008	3.937008	619.9381	3.608924
261500	#####	44.8059	20.5008	3.937008	619.9381	3.608924
261600	#####	44.8059	20.5008	3.608924	619.61 3.608924	
261700	#####	44.8059	20.5008	3.608924	619.61 3.28084	
261800	#####	44.8059	20.5008	3.608924	619.61 3.28084	
261900	#####	44.8059	20.5008	3.28084	619.2819	3.28084
262000	#####	44.8059	20.5008	3.28084	619.2819	3.28084
262100	#####	44.8059	20.5008	3.28084	619.2819	2.952756
262200	#####	44.8059	20.5008	3.28084	619.2819	2.952756
262300	#####	44.8059	20.5008	2.952756	618.9538	2.952756
262400	#####	44.8059	20.5008	2.952756	618.9538	2.952756
262500	#####	44.8059	20.5008	2.952756	618.9538	2.624672
262600	#####	44.8059	20.5008	2.952756	618.9538	2.624672
262700	#####	44.8059	20.5008	2.624672	618.6258	2.624672
262800	#####	44.8059	20.5008	2.624672	618.6258	2.624672
262900	#####	44.8059	20.5008	2.624672	618.6258	2.296588





263000	#####	44.8059	20.5008	2.624672	618.6258	2.296588
263100	#####	44.8059	20.5008	2.296588	618.2977	2.296588
263200	#####	44.8059	20.5008	2.296588	618.2977	2.296588
263300	#####	44.8059	20.5008	2.296588	618.2977	2.296588
263400	#####	44.8059	20.5008	2.296588	618.2977	1.968504
263500	#####	44.8059	20.5008	2.296588	618.2977	1.968504
263600	#####	44.8059	20.5008	2.296588	618.2977	1.968504
263700	#####	44.8059	20.5008	1.968504	617.9696	1.968504
263800	#####	44.8059	20.5008	1.968504	617.9696	1.968504
263900	#####	44.8059	20.5008	1.968504	617.9696	1.968504
264000	#####	44.8059	20.5008	1.968504	617.9696	1.968504
264100	#####	44.8059	20.5008	1.968504	617.9696	1.968504
264200	#####	44.8059	20.5008	1.968504	617.9696	1.64042
264300	#####	44.8059	20.5008	1.968504	617.9696	1.64042
264400	#####	44.8059	20.5008	1.968504	617.9696	1.64042
264500	#####	44.8059	20.5008	1.968504	617.9696	1.64042
264600	#####	44.8059	20.5008	1.968504	617.9696	1.64042
264700	#####	44.8059	20.5008	1.968504	617.9696	1.64042
264800	#####	44.8059	20.5008	1.968504	617.9696	1.64042
264900	#####	44.8059	20.5008	1.968504	617.9696	1.64042
265000	#####	44.8059	20.5008	1.968504	617.9696	1.64042
265100	#####	44.8059	20.5008	1.968504	617.9696	1.64042
265200	#####	44.8059	20.5008	1.64042	617.6415	1.64042
265300	#####	44.8059	20.5008	1.64042	617.6415	1.312336
265400	#####	44.8059	20.5008	1.64042	617.6415	1.312336
265500	#####	44.8059	20.5008	1.312336	617.3134	1.312336
265600	#####	44.8059	20.5008	1.312336	617.3134	1.312336
265700	#####	44.8059	20.5008	0.984252	616.9853	0.984252
265800	#####	44.8059	20.5008	0.984252	616.9853	0.984252
265900	#####	44.8059	20.5008	0.984252	616.9853	0.656168
266000	#####	44.8059	20.5008	0.656168	616.6573	0.656168
266100	#####	44.8059	20.5008	0.656168	616.6573	0.656168
266200	#####	44.8059	20.5008	0.656168	616.6573	0.656168
266300	#####	44.8059	20.5008	0.656168	616.6573	0.328084
266400	#####	44.8059	20.5008	0.328084	616.3292	0.328084
266500	#####	44.8059	20.5008	0.328084	616.3292	0.328084
266600	#####	44.8059	20.5008	0.328084	616.3292	0.328084
266700	#####	44.8059	20.5008	0.328084	616.3292	0
266800	#####	44.8059	20.5008	0.328084	616.3292	0
266900	#####	44.8059	20.5008	0	616.0011	0
267000	#####	44.8059	20.5008	0	616.0011	0
267100	#####	44.8059	20.5008	0	616.0011	0
267200	#####	44.8059	20.5008	0	616.0011	0
267300	#####	44.8059	20.5008	0	616.0011	0
267400	#####	44.8059	20.5008	0	616.0011	0
267500	#####	44.8059	20.5008	0	616.0011	0
267600	#####	44.8059	20.5008	0	616.0011	0
267700	#####	44.8059	20.5008	0	616.0011	0



267800	#####	44.8059	20.5008	0	616.0011	0
267900	#####	44.8059	20.5008	0	616.0011	0
268000	#####	44.8059	20.5008	0	616.0011	0
268100	#####	44.8059	20.5008	0	616.0011	0
268200	#####	44.8059	20.5008	0	616.0011	0
268300	#####	44.8059	20.5008	0	616.0011	0
268400	#####	44.8059	20.5008	0	616.0011	0
268500	#####	44.8059	20.5008	0	616.0011	0
268600	#####	44.8059	20.5008	0	616.0011	0
268700	#####	44.8059	20.5008	0	616.0011	0
268800	#####	44.8059	20.5008	0	616.0011	0
268900	#####	44.8059	20.5008	0	616.0011	0

speed(mph	distance(fe	mileage(fe	satellites	gpslevel	voltage(v)			
max_altitu	max_ascen	max_spee						
0	0	0	18	5	0	616.0011	0	0
0	0.034475	0.034475	18	5	0	616.0011	0	0
0	0.088962	0.088969	18	5	0	616.0011	0	0
0	0.126749	0.126761	18	5	0	616.0011	0	0
0	0.123528	0.145448	18	5	0	616.0011	0	0
0	0.158303	0.180321	18	5	0	616.0011	0	0
0	52.4147	0.234796	18	5	0	616.0011	0	0
0	52.42257	0.272248	18	5	0	616.0011	0	0
0	52.43603	0.290046	18	5	0	616.0011	0	0
0	52.44456	0.324074	18	5	0	616.0011	0	0
0	52.45702	0.337054	18	5	0	616.0011	0	0
0	52.46588	0.368179	18	5	0	616.0011	0	0
0	52.43635	0.398261	18	5	0	616.0011	0	0
0	52.44193	0.42499	18	5	0	616.0011	0	0
0	52.44652	0.486483	18	5	0	616.0011	0	0
0	52.45177	0.515925	18	5	0	616.0011	0	0
0	52.46949	0.53355	18	5	0	616.0011	0	0
0	52.47572	0.560446	18	5	11.28	616.0011	0	0
0	52.47999	0.622936	18	5	11.28	616.0011	0	0
0	52.48622	0.653189	18	5	11.28	616.0011	0	0
0	52.50197	0.668904	18	5	11.28	616.0011	0	0
0	52.50558	0.695325	18	5	11.28	616.0011	0	0
0	52.50984	0.699941	18	5	11.28	616.0011	0	0
0	52.49311	0.728012	18	5	11.28	616.0011	0	0
0.223694	52.46194	0.796581	18	5	11.28	616.0011	0	0.223694
0.223694	52.43274	0.829659	18	5	11.28	616.3292	0.328084	
0.223694								
0.223694	52.40256	0.866532	18	5	11.259	616.3292	0.328084	
0.223694								
0.223694	52.37336	0.896257	18	5	11.259	616.6573	0.656168	
0.223694								
0.223694	52.34351	0.986391	18	5	11.259	616.6573	0.656168	
0.223694								



0.223694	52.31759	1.012211	18	5	11.259 616.9853	0.984252	
	0.223694						
0	52.31529	1.124882	18	5	11.259 616.9853	0.984252	0.223694
0	52.29528	1.146864	18	5	11.259 617.3134	1.312336	0.223694
0	52.30774	1.210328	18	5	11.259 617.6415	1.64042	0.223694
0	52.29068	1.227359	18	5	11.259 617.6415	1.64042	0.223694
0	52.21982	1.299803	18	5	11.259 617.6415	1.64042	0.223694
0	52.19882	1.321007	18	5	11.259 617.9696	1.968504	0.223694
0	52.20965	1.332963	18	5	11.259 618.2977	2.296588	0.223694
0	52.20177	1.34896	18	5	11.181 618.2977	2.296588	0.223694
0	52.25558	1.410856	18	5	11.181 618.6258	2.624672	0.223694
0	52.25656	1.437595	18	5	11.181 618.6258	2.624672	0.223694
0	52.17028	1.524049	18	5	11.181 618.9538	2.952756	0.223694
0	52.16076	1.548937	18	5	11.181 619.2819	3.28084	0.223694
0	52.16667	1.57545	18	5	11.181 619.2819	3.28084	0.223694
0	52.16011	1.597615	18	5	11.181 619.61 3.608924	0.223694	
0	52.11385	1.666808	18	5	11.181 619.61 3.608924	0.223694	
0	52.10696	1.693829	18	5	11.181 619.9381	3.937008	0.223694
0	52.12697	1.714938	18	5	11.181 619.9381	3.937008	0.223694
0	52.12992	1.741739	18	5	11.151 619.9381	3.937008	0.223694
0	52.15125	1.765476	18	5	11.151 619.9381	3.937008	0.223694
0	52.16503	1.791385	18	5	11.151 619.9381	3.937008	0.223694
0	52.13452	1.822703	18	5	11.151 619.9381	3.937008	0.223694
0	52.14764	1.843087	18	5	11.151 619.9381	3.937008	0.223694
0	52.21818	1.915184	18	5	11.151 619.9381	3.937008	0.223694
0	52.24049	1.941076	18	5	11.151 619.9381	3.937008	0.223694
0	52.29331	2.001201	18	5	11.151 619.9381	3.937008	0.223694
0	52.31956	2.029767	18	5	11.151 619.9381	3.937008	0.223694
0	52.35105	2.083616	18	5	11.151 619.9381	3.937008	0.223694
0	52.37828	2.111644	18	5	11.139 619.9381	3.937008	0.223694
0	52.40683	2.146762	18	5	11.139 619.9381	3.937008	0.223694
0	52.43209	2.172247	18	5	11.139 619.9381	3.937008	0.223694
0	52.52231	2.262539	18	5	11.139 619.9381	3.937008	0.223694
0	52.54003	2.282927	18	5	11.139 619.9381	3.937008	0.223694
0	52.5712	2.320115	18	5	11.139 619.9381	3.937008	0.223694
0	52.58793	2.340765	18	5	11.139 620.2662	4.265092	0.223694
0	52.63845	2.392838	18	5	11.139 620.2662	4.265092	0.223694
0	52.6647	2.421818	18	5	11.139 620.2662	4.265092	0.223694
0	52.69816	2.479223	18	5	11.139 620.2662	4.265092	0.223694
0	52.72343	2.509636	18	5	11.135 620.5943	4.593176	0.223694
0	52.74738	2.558022	18	5	11.135 620.5943	4.593176	0.223694
0	52.77198	2.587799	17	5	11.135 620.5943	4.593176	0.223694
0	52.74475	2.623694	17	5	11.135 620.9223	4.92126	0.223694
0	52.771 2.653474	17	5	11.135 620.9223	4.92126	0.223694	
0	52.84219	2.730184	17	5	11.135 621.2504	5.249344	0.223694
0	52.87074	2.759528	17	5	11.135 621.2504	5.249344	0.223694
0	52.85105	2.78045	17	5	11.135 621.2504	5.249344	0.223694
0	52.87336	2.803189	17	5	11.135 621.5785	5.577428	0.223694



0	52.94095	2.912733	17	5	11.135 621.5785	5.577428	0.223694
0	52.96326	2.939672	18	5	11.116 621.9066	5.905512	0.223694
0	52.9649	3.004236	18	5	11.116 621.9066	5.905512	0.223694
0	52.97769	3.017156	18	5	11.116 622.2347	6.233596	0.223694
0	53.04954	3.115935	18	5	11.116 622.2347	6.233596	0.223694
0	53.06332	3.129921	18	5	11.116 622.2347	6.233596	0.223694
0	52.96654	3.23044	18	5	11.116 622.2347	6.233596	0.223694
0	52.97507	3.239669	18	5	11.116 622.2347	6.233596	0.223694
0	52.99278	3.31939	18	5	11.116 622.2347	6.233596	0.223694
0	53.0105	3.340486	18	5	11.116 622.2347	6.233596	0.223694
0	53.01214	3.351837	18	5	11.116 622.2347	6.233596	0.223694
0	53.03248	3.375853	17	5	11.123 622.2347	6.233596	0.223694
0	53.02723	3.387369	17	5	11.123 622.2347	6.233596	0.223694
0	53.05873	3.42149	17	5	11.123 622.2347	6.233596	0.223694
0	53.08793	3.450919	17	5	11.123 622.2347	6.233596	0.223694
0	53.12369	3.489469	17	5	11.123 622.2347	6.233596	0.223694
0	53.12238	3.534547	17	5	11.123 622.2347	6.233596	0.223694
0	53.15289	3.57044	18	5	11.123 622.2347	6.233596	0.223694
0	53.2103	3.628314	18	5	11.123 622.2347	6.233596	0.223694
0	53.24246	3.663255	17	5	11.123 622.2347	6.233596	0.223694
0	53.27494	3.71227	17	5	11.128 622.2347	6.233596	0.223694
0	53.30578	3.745866	17	5	11.128 622.2347	6.233596	0.223694
0	53.30774	3.774869	17	5	11.128 622.2347	6.233596	0.223694
0	53.33629	3.806201	17	5	11.128 622.2347	6.233596	0.223694
0	53.37894	3.862435	17	5	11.128 622.2347	6.233596	0.223694
0	53.4065	3.892389	17	5	11.128 622.2347	6.233596	0.223694
0	53.41306	3.924377	17	5	11.128 622.2347	6.233596	0.223694
0	53.43799	3.951706	17	5	11.128 622.2347	6.233596	0.223694
0	53.44718	3.984613	17	5	11.128 622.2347	6.233596	0.223694
0	53.46916	4.010893	17	5	11.128 622.2347	6.233596	0.223694
0	53.48589	4.054396	17	5	11.106 622.2347	6.233596	0.223694
0	53.50755	4.081726	17	5	11.106 622.2347	6.233596	0.223694
0	53.56726	4.155348	17	5	11.106 622.2347	6.233596	0.223694
0	53.59285	4.188386	17	5	11.106 622.2347	6.233596	0.223694
0	53.61352	4.225984	17	5	11.106 622.2347	6.233596	0.223694
0	53.63845	4.257546	17	5	11.106 622.5628	6.56168	0.223694
0	53.65387	4.286582	17	5	11.106 622.5628	6.56168	0.223694
0	53.67192	4.312369	18	5	11.106 622.5628	6.56168	0.223694
0	53.68832	4.353707	18	5	11.106 622.5628	6.56168	0.223694
0	53.70538	4.376641	18	5	11.106 622.5628	6.56168	0.223694
0	53.68734	4.415683	18	5	11.106 622.5628	6.56168	0.223694
0	53.70374	4.44124	18	5	11.101 622.5628	6.56168	0.223694
0	53.75459	4.494948	18	5	11.101 622.5628	6.56168	0.223694
0	53.77231	4.517782	18	5	11.101 622.8909	6.889764	0.223694
0	53.7733	4.544423	18	5	11.101 622.8909	6.889764	0.223694
0	53.78543	4.559285	18	5	11.101 622.8909	6.889764	0.223694
0	53.77001	4.592848	18	5	11.101 622.8909	6.889764	0.223694
0	53.77264	4.604987	18	5	11.101 622.8909	6.889764	0.223694



0	53.75427	4.649246	18	5	11.101	622.8909	6.889764	0.223694
0.223694	53.72802	4.682251	18	5	11.101	622.8909	6.889764	
0.223694								0.223694
0.223694	53.70046	4.711188	18	5	11.095	622.8909	6.889764	
0.223694								0.223694
0.223694	53.63944	4.777395	18	5	11.095	622.8909	6.889764	
0.223694								0.223694
0.447388	53.5689	4.859187	18	5	11.095	622.8909	6.889764	
0.447388								0.447388
0.715821	53.47277	4.960696	17	5	11.095	622.8909	6.889764	
0.715821								0.715821
0.715821	53.39042	5.05374	17	5	11.095	622.8909	6.889764	
0.715821								0.715821
0.917145	53.2605	5.187435	18	5	11.095	622.8909	6.889764	
0.917145								0.917145
0.917145	53.16273	5.285433	18	5	11.095	622.8909	6.889764	
0.917145								0.917145
1.140839	53.00624	5.445505	18	5	11.095	622.8909	6.889764	
1.140839								1.140839
1.207948	52.86746	5.586516	18	5	11.095	622.8909	6.889764	
1.207948								1.207948
1.207948	52.69488	5.7625	18	5	11.095	622.8909	6.889764	1.207948
1.207948	52.51805	5.945177	18	5	11.098	622.8909	6.889764	
1.207948								1.207948
1.207948	52.34154	6.124246	18	5	11.098	622.8909	6.889764	
1.207948								1.207948
1.207948	52.18209	6.284187	18	5	11.098	622.8909	6.889764	
1.207948								1.207948
1.207948	52.00853	6.459646	18	5	11.098	622.8909	6.889764	
1.207948								1.207948
1.207948	51.82743	6.644357	18	5	11.098	622.8909	6.889764	
1.207948								1.207948
1.409272	51.64141	6.832645	18	5	11.098	622.8909	6.889764	
1.409272								1.409272
1.409272	51.43898	7.038189	18	5	11.098	622.8909	6.889764	
1.409272								1.409272
1.632966	51.21818	7.261418	18	5	11.098	622.8909	6.889764	
1.632966								1.632966
1.700074	50.94948	7.531792	18	5	11.098	622.8909	6.889764	
1.700074								1.700074
1.700074	50.70013	7.783202	18	5	11.098	622.8909	6.889764	
1.700074								1.700074
1.901399	50.44193	8.042126	18	5	11.098	622.8909	6.889764	
1.901399								1.901399
1.901399	50.17553	8.311155	18	5	11.091	622.8909	6.889764	
1.901399								1.901399
1.901399	49.86352	8.642093	18	5	11.091	622.8909	6.889764	
1.901399								1.901399



---

1.901399	49.57645	8.933104	18	5	11.091 622.8909	6.889764
1.901399						
2.125093	49.29265	9.218865	18	5	11.091 622.8909	6.889764
2.125093						
2.125093	48.98885	9.526116	18	5	11.091 622.8909	6.889764
2.125093						
2.125093	48.68832	9.834613	18	5	11.091 622.8909	6.889764
2.125093						
2.415895	48.3645	10.16237	18	5	11.091 622.8909	6.889764
2.415895						
2.415895	47.97671	10.55269	18	5	11.091 622.8909	6.889764
2.415895						
2.415895	47.63189	10.90108	18	5	11.091 622.8909	6.889764
2.415895						
2.415895	47.29331	11.25394	18	5	11.091 622.8909	6.889764
2.415895						
2.415895	46.94029	11.61079	18	5	11.096 622.8909	6.889764
2.415895						
2.415895	46.62336	11.92884	18	5	11.096 622.8909	6.889764
2.415895						
2.61722	46.26641	12.28917	18	5	11.096 622.8909	6.889764
2.61722						
2.61722	45.89141	12.67224	18	5	11.096 622.8909	6.889764
2.61722						
2.550112	45.52362	13.04219	18	5	11.096 622.8909	6.889764
2.550112						
2.550112	45.10597	13.46014	18	5	11.096 622.8909	6.889764
2.550112						
2.550112	44.7254	13.84213	18	5	11.096 622.8909	6.889764
2.550112						
2.550112	44.37435	14.21703	18	5	11.096 622.8909	6.889764
2.550112						
2.773806	43.98852	14.60354	18	5	11.096 622.8909	6.889764
2.773806						
2.773806	43.56234	15.02999	18	5	11.096 622.8909	6.889764
2.773806						
2.773806	43.16929	15.42346	18	5	11.086 622.8909	6.889764
2.773806						
2.773806	42.81201	15.78225	18	5	11.086 622.8909	6.889764
2.773806						
2.773806	42.41896	16.17556	18	5	11.086 622.8909	6.889764
2.773806						
2.773806	41.96522	16.63012	18	5	11.086 622.8909	6.889764
2.773806						
2.773806	41.56332	17.03242	18	5	11.086 622.8909	6.889764
2.773806						
2.773806	41.16306	17.43369	18	5	11.086 622.8909	6.889764
2.773806						
2.773806	40.75853	17.83885	18	5	11.086 622.8909	6.889764
2.773806						

---



---

2.773806	40.35728	18.24052	18	5	11.086 622.8909	6.889764
2.773806						
2.773806	39.9498	18.64882	18	5	11.086 622.8909	6.889764
2.773806						
2.773806	39.49377	19.10555	18	5	11.084 622.8909	6.889764
2.773806						
2.773806	39.0794	19.52031	18	5	11.084 622.8909	6.889764
2.773806						
2.773806	38.71063	19.89042	18	5	11.084 622.8909	6.889764
2.773806						
2.773806	38.30053	20.30121	18	5	11.084 622.8909	6.889764
2.773806						
2.773806	37.85728	20.74495	18	5	11.084 622.8909	6.889764
2.773806						
2.773806	37.44587	21.15722	18	5	11.084 622.8909	6.889764
2.773806						
2.773806	37.01345	21.58996	18	5	11.084 622.8909	6.889764
2.773806						
2.773806	36.60171	22.00249	18	5	11.084 622.8909	6.889764
2.773806						
2.773806	36.21227	22.39262	18	5	11.084 622.8909	6.889764
2.773806						
2.773806	35.80217	22.80335	18	5	11.084 622.8909	6.889764
2.773806						
2.773806	35.40518	23.20079	18	5	11.084 622.8909	6.889764
2.773806						
2.729067	35.00263	23.60394	18	5	11.084 622.8909	6.889764
2.773806						
2.505373	34.53773	24.07444	18	5	11.084 622.8909	6.889764
2.773806						
2.505373	34.15059	24.46188	18	5	11.084 622.8909	6.889764
2.773806						
2.281679	33.8376	24.78018	18	5	11.084 622.8909	6.889764
2.773806						
2.281679	33.48917	25.12841	18	5	11.084 622.8909	6.889764
2.773806						
2.035615	33.17815	25.44049	18	5	11.084 622.8909	6.889764
2.773806						
1.811921	32.88255	25.73622	18	5	11.084 622.8909	6.889764
2.773806						
1.811921	32.62356	25.99515	18	5	11.084 622.8909	6.889764
2.773806						
1.588227	32.37215	26.24702	18	5	11.084 622.8909	6.889764
2.773806						
1.364533	32.10246	26.51814	18	5	11.084 622.8909	6.889764
2.773806						
1.364533	31.88671	26.73442	18	5	11.086 622.8909	6.889764
2.773806						
1.11847	31.63678	26.98442	18	5	11.086 622.8909	6.889764
2.773806						

---



1.11847	31.45131	27.1708	18	5	11.086 622.8909	6.889764	
	2.773806						
0.894776	31.3188	27.3041	18	5	11.086 622.8909	6.889764	
	2.773806						
0.894776	31.16657	27.45791	18	5	11.086 622.8909	6.889764	
	2.773806						
0.894776	31.06207	27.56266	18	5	11.086 622.8909	6.889764	
	2.773806						
0.671082	30.94173	27.68504	18	5	11.086 622.8909	6.889764	
	2.773806						
0.671082	30.84173	27.79003	18	5	11.086 622.8909	6.889764	
	2.773806						
0.447388	30.74656	27.8878	18	5	11.086 622.8909	6.889764	
	2.773806						
0.447388	30.65591	27.97897	18	5	11.086 622.8909	6.889764	
	2.773806						
0.447388	30.58064	28.05797	17	5	11.076 622.8909	6.889764	
	2.773806						
0.447388	30.54213	28.09659	17	5	11.076 622.8909	6.889764	
	2.773806						
0.223694	30.4852	28.1585	17	5	11.076 622.8909	6.889764	
	2.773806						
0.223694	30.51178	28.21096	17	5	11.076 622.8909	6.889764	
	2.773806						
0.223694	30.47454	28.25787	17	5	11.076 622.8909	6.889764	
	2.773806						
0.223694	30.38924	28.34436	17	5	11.076 622.8909	6.889764	
	2.773806						
0.223694	30.35614	28.38488	17	5	11.076 622.8909	6.889764	
	2.773806						
0.223694	30.37008	28.41043	17	5	11.076 622.8909	6.889764	
	2.773806						
0	30.34918	28.44183	17	5	11.076 622.8909	6.889764	2.773806
0	30.33422	28.46522	17	5	11.076 622.8909	6.889764	2.773806
0	30.32412	28.4896	17	5	11.079 622.8909	6.889764	2.773806
0	30.32891	28.50633	17	5	11.079 622.8909	6.889764	2.773806
0	30.33009	28.52418	18	5	11.079 622.8909	6.889764	2.773806
0	30.34797	28.57441	18	5	11.079 622.8909	6.889764	2.773806
0	30.35886	28.59058	17	5	11.079 622.8909	6.889764	2.773806
0	30.35515	28.61696	17	5	11.079 622.8909	6.889764	2.773806
0	30.36906	28.6357	17	5	11.079 622.8909	6.889764	2.773806
0	30.41896	28.69042	17	5	11.079 622.8909	6.889764	2.773806
0	30.43862	28.71414	18	5	11.079 622.8909	6.889764	2.773806
0	30.46444	28.7481	18	5	11.075 622.8909	6.889764	2.773806
0	30.48799	28.77477	18	5	11.075 622.8909	6.889764	2.773806
0	30.5044	28.80043	18	5	11.075 622.8909	6.889764	2.773806
0	30.5291	28.82841	18	5	11.075 622.8909	6.889764	2.773806
0	30.53681	28.8503	18	5	11.075 622.8909	6.889764	2.773806





0	30.55948	28.87658	18	5	11.075 622.8909	6.889764	2.773806
0	30.60722	28.96375	18	5	11.075 622.8909	6.889764	2.773806
0	30.63199	28.99403	18	5	11.075 622.8909	6.889764	2.773806
0	30.62441	29.00387	18	5	11.075 622.8909	6.889764	2.773806
0	30.64544	29.02553	18	5	11.075 622.8909	6.889764	2.773806
0	30.68616	29.06782	18	5	11.073 622.8909	6.889764	2.773806
0	30.70978	29.09508	18	5	11.073 622.8909	6.889764	2.773806
0	30.7021	29.16326	18	5	11.073 622.8909	6.889764	2.773806
0.223694	30.72553	29.20597	18	5	11.073 622.8909	6.889764	2.773806
0.223694	30.73347	29.23176	18	5	11.073 622.8909	6.889764	2.773806
0.223694	30.75558	29.27897	18	5	11.073 622.8909	6.889764	2.773806
0.223694	30.78553	29.34387	18	5	11.073 622.8909	6.889764	2.773806
0.223694	30.80637	29.40545	18	5	11.073 622.8909	6.889764	2.773806
0.447388	30.8269	29.43875	18	5	11.073 622.8909	6.889764	2.773806
0.447388	30.84725	29.51273	18	5	11.073 622.8909	6.889764	2.773806
0.447388	30.81828	29.63176	18	5	11.073 622.8909	6.889764	2.773806
0.447388	30.83914	29.72244	18	5	11.07 622.8909	6.889764	2.773806
0.447388	30.82894	29.79387	18	5	11.07 622.8909	6.889764	2.773806
0.671082	30.85148	29.89085	18	5	11.07 622.8909	6.889764	2.773806
0.671082	30.88304	29.9899	18	5	11.07 622.8909	6.889764	2.773806
0.671082	30.91079	30.0919	18	5	11.07 622.8909	6.889764	2.773806
0.671082	30.92241	30.20496	18	5	11.07 622.8909	6.889764	2.773806
0.671082	30.94583	30.30528	18	5	11.07 622.8909	6.889764	2.773806
0.671082	30.94337	30.39026	18	5	11.07 622.8909	6.889764	2.773806
0.447388	30.96408	30.48192	18	5	11.07 622.8909	6.889764	2.773806
0.447388	31.00204	30.56578	18	5	11.07 622.8909	6.889764	2.773806
0.447388	31.02434	30.6503	18	5	11.07 622.8909	6.889764	2.773806
0.447388	31.06342	30.7936	18	5	11.07 622.8909	6.889764	2.773806



---

0.447388	31.08547	30.87658	18	5	11.068 622.8909	6.889764
2.773806						
0.447388	31.12651	30.97398	18	5	11.068 622.8909	6.889764
2.773806						
0.447388	31.14813	31.05226	18	5	11.068 622.8909	6.889764
2.773806						
0.447388	31.1962	31.10204	18	5	11.068 622.8909	6.889764
2.773806						
0.447388	31.21936	31.16742	18	5	11.068 622.8909	6.889764
2.773806						
0.447388	31.22149	31.28809	18	5	11.068 622.8909	6.889764
2.773806						
0.223694	31.24177	31.35049	18	5	11.068 622.8909	6.889764
2.773806						
0.223694	31.22057	31.37608	18	5	11.068 622.8909	6.889764
2.773806						
0.223694	31.23415	31.42792	18	5	11.068 622.8909	6.889764
2.773806						
0.223694	31.25226	31.51581	18	5	11.068 622.8909	6.889764
2.773806						
0.223694	31.26139	31.56519	18	5	11.064 622.8909	6.889764
2.773806						
0.313172	31.25702	31.57333	18	5	11.064 622.8909	6.889764
2.773806						
1.006623	31.15971	31.68445	18	5	11.064 622.8909	6.889764
2.773806						
1.700074	30.94725	31.91637	18	5	11.064 622.8909	6.889764
2.773806						
2.326418	30.64711	32.22831	18	5	11.064 622.8909	6.889764
2.773806						
3.042238	30.30742	32.57352	18	5	11.064 622.8909	6.889764
3.042238						
3.265932	29.84482	33.04889	18	5	11.064 622.8909	6.889764
3.265932						
3.467257	29.42054	33.49311	18	5	11.064 622.8909	6.889764
3.467257						
3.467257	28.92362	34.00492	18	5	11.064 622.8909	6.889764
3.467257						
3.467257	28.53937	34.39403	18	5	11.064 622.8909	6.889764
3.467257						
3.467257	28.05751	34.89042	18	5	11.06 622.8909	6.889764
3.467257						
3.265932	27.56129	35.39665	18	5	11.06 622.8909	6.889764
3.467257						
3.265932	27.09229	35.88025	18	5	11.06 622.8909	6.889764
3.467257						
3.265932	26.56093	36.41864	18	5	11.06 622.8909	6.889764
3.467257						
3.265932	26.09679	36.89665	18	5	11.06 622.8909	6.889764
3.467257						

---



3.