



**БЪЛГАРСКА АКАДЕМИЯ НА НАУКИТЕ
ИНСТИТУТ ЗА КОСМИЧЕСКИ ИЗСЛЕДВАНИЯ И ТЕХНОЛОГИИ**

София 1113, ул. „Акад. Георги Бончев” бл. 1, Тел. +359 2 988 35 03, Факс 359 2 986 16 83, E-mail: office@space.bas.bg, <http://www.space.bas.bg>

проф. д-р инж.Петър Стефанов Гецов

**НАЦИОНАЛНА АЕРОКОСМИЧЕСКА СИСТЕМА
ЗА ДИСТАНЦИОННИ ИЗСЛЕДВАНИЯ НА ЗЕМЯТА
И ПРИЛОЖЕНИЕТО ѝ ЗА МОНИТОРИНГ
И ЗАЩИТА ОТ ПРИРОДНИТЕ ЕКОКАТАСТРОФИ**

АВТОРЕФЕРАТ

НА

ДИСЕРТАЦИЯ

За присъждане на научната степен

„Доктор на науките”

По научни специалности: 02.02.09 „Дистанционни аеро и космически методи”, 01.04.12 „Дистанционни изследвания на Земята и планетите”

София-2012

Дисертационният труд е обсъден от разширен съвет на Института за космически изследвания и технологии – БАН с протокол № 01 от 19 януари 2012 г. в научни области: 02.02.09 „Дистанционни аеро и космически методи”, 01.04.12 „Дистанционни изследвания на Земята и планетите”.

Авторът на дисертацията работи като професор в Институт за космически изследвания и технологии.

Изследванията по дисертационния труд са извършени в Института за космически изследвания и технологии – БАН.

Уточнение: Номерата на фигурите, таблиците и формулите съответстват на тези в дисертационния труд.

Автор проф. д-р. инж. Петър Стефанов Гецов

Заглавие: „НАЦИОНАЛНА АЕРОКОСМИЧЕСКА СИСТЕМА ЗА ДИСТАНЦИОННИ ИЗСЛЕДВАНИЯ НА ЗЕМЯТА И ПРИЛОЖЕНИЕТО Ў ЗА МОНИТОРИНГ И ЗАЩИТА ОТ ПРИРОДНИТЕ ЕКОКАТАСТРОФИ”

Технически редактор:

Тираж 10

Отпечатан на 23.01.2012 г.

Академично Издателство „Марин Дринов”-БАН

I. ОБЩА ХАРАКТЕРИСТИКА НА ДИСЕРТАЦИОННИЯ ТРУД

Предмет на изследването

Дисертационният труд е от областта на научните специалности 02.02.09 „Дистанционни аеро и космически методи” 01.04.12 „Дистанционни изследвания на Земята и планетите”.

В него са формулирани целта и задачите свързани със създаването на концепция за комплексен подход за дистанционно изследване на Земята и синтезиране на национална система за мониторинг на екологичните катастрофи и критичните инфраструктури.

Актуалност на проблема

Мониторингът на природните и техногенните бедствия и явления, се явява важен елемент от националната сигурност и има за цел да подпомага решаването на някои основни проблеми, свързани със стабилизирането и подобряването на състоянието на околната среда, ликвидирането и предотвратяването на регионалните екологически кризи, съхраняването на генетичните ресурси и на самовъзстановителния потенциал на биосферата. Това предполага разработката на национална система за мониторинг позволяваща оперативното решаване на задачите свързани с превенцията и действията по време на кризите и предотвратяване на последствията от тях, както и разработването на математически и емпирични модели за отчитане на последствията от стопанската дейност, а също така анализиране на устойчивостта на функционалната структура на природните системи и осъществяване на краткосрочни и дългосрочни екологични прогнози.

В процеса на този мониторинг е необходимо комплексно използване на информация от спътниково, самолетно и наземно ниво, което се явява и предмет на изследване на настоящата дисертация.

Цел

Изхождайки от направения анализ и съществуващия опит предлаганата **концепцията за мониторинг се заключава в комплексното използване на космическите, авиационните и наземните методи за наблюдение, които да се реализират от аерокосмическа система за мониторинг включваща:**

- аерокосмически център за приемане на информация;
- спътников сегмент;
- авиационин сегмент.

Целта на настоящата работа се заключава в анализа и синтеза на **НАЦИОНАЛНА АЕРОКОСМИЧЕСКА СИСТЕМА ЗА ДИСТАНЦИОН-НИ ИЗСЛЕДВАНИЯ НА ЗЕМЯТА И ПРИЛОЖЕНИЕТО ѝ ЗА МОНИТОРИНГ И ЗАЩИТА ОТ ПРИРОДНИТЕ ЕКОКАТАСТРОФИ**, основана на указаната концепция и състав.

Задачи

За постигането на целта са определени следните задачи:

1. Да се дефинира същността на екологичните катастрофи и критичните инфраструктури като обект за наблюдение и изследване;

2. На базата на системния анализ да се изследват и дефинират перспективни методи и системи за дистанционно изследване на Земята;

3. Изхождайки от избраната концепция да се определи структурата и състава на системата за комплексен мониторинг;

4. Да се изследва целесъобразността на използването на БЛА като елемент от националната система за мониторинг.

5. Да се проведе математическо моделиране на безпилотният комплекс и се изследва функционалната целесъобразност на неговото приложения, като се изхожда от възможностите за дистанционно управление на БЛА.

6. Да се изследва операторът, като основен фактор за надеждността на безпилотния комплекс и взаимодействието му с автопилота по време на полет.

7. Да се определят техническите характеристики на БЛА, като се изхожда от неговото предназначение и опита, който има в страната в тази област. Да се определи технико-икономическата целесъобразност за разработка на такова изделие.

8. Да се изследват възможностите за подбор, обучение и контрол на операторите на БЛА на базата на психофизиологичното им състояние определено със съвременни технически средства и методи.

9. Да се определи мястото на микроспътниците в системата за мониторинг и се синтезира тяхната орбита, спътникова платформа и полезния товар. Чрез математично моделиране да се определи влиянието на спътника на гравитацията на Земята, Луната и Слънцето и на тази основа времето на неговото съществуване на орбита.

10. Да се определи състава и структурата на Центъра за получаване на аерокосмическа информация и възможностите за предварителна обработка на получаваната информация и нейната тематична пригодност.

II. СТРУКТУРА И СЪДЪРЖАНИЕ НА ДИСЕРТАЦИОННИЯ ТРУД

Структура

Дисертационният труд включва увод, пет глави и заключение, отпечатани в обем на 258 страници. Изложението и текстовият материал са подкрепени и илюстрирани с 136 фигури, изобразяващи блокови и функционални схеми, графики, хистограми и 22 таблици, съдържащи данни за получени резултати. Проучени и цитирани са 261 литературни източника, от които 129 на кирилица и 132 на латиница.

Публикации и апробация на дисертационния труд

Съществени части на дисертационния труд са публикувани в сборници на научни сесии на Института за космически изследвания – БАН и в годишници с научни трудове и разработки, както и на научни конференции в страната и чужбина.

Основните научно-приложни изследвания са проведени в секция „Аерокосмически системи за управление” на Института за космически изследвания и технологии – БАН и са използвани при разработването на някои от проектите на ИКИТ от 2002 до 2012г.

Приложен е и списък на публикациите по темата на дисертационния труд, включващ 31 заглавия, от които 4 самостоятелно и 27 в съавторство.

Съдържание

В Увода са обосновани актуалността на дисертационния труд, дефинирани са целта на научните изследвания и основните задачи за нейното постигане и са изложени основните резултати.

ГЛАВА I. КОНЦЕПЦИЯ ЗА НАЦИОНАЛНА АЕРОКОСМИЧЕСКА СИСТЕМА ЗА ЕКОЛОГИЧЕН МОНИТОРИНГ

В Глава първа се представят проведените анализ и сравнителна оценка на методите и тенденциите на развитие на съвременните бордови средства и системи за Дистанционно изследване Земята.

1.1. Същност и класификация на екологичните катастрофи

В точка 1.1. е определена същността и класификацията на екологичните катастрофи, тъй като все още не съществува еднозначно, точно и общоприето наименование на понятието екологична катастрофа.

Ако приемем за по-нататъшните разглеждания в работата термините „природни бедствия и екологични катастрофи“, и най-общата дефиниция, в чийто смисъл ще ги използваме е: Всяко изменение на параметрите на обкръжаващата ни среда, което застрашава здравето, живота, имуществото и дейността ни и влияе неблагоприятно върху околната среда, е природно бедствие и (или) екологична катастрофа [204]. Според произхода си екологичните катастрофи се разделят на две групи: природни и антропогенни.

Природните екологични катастрофи могат да се определят още и като екстремални геофизични събития. Това са събитията, при които геофизичните параметри, т.е. физикохимичните параметри на обкръжаващата ни природна среда се изменят и добиват екстремални стойности. Екокатастрофа може да настъпи както при рязко изменение на геофизичните параметри, така и при продължителното им отклонение със стойности, малко различаващи се от нормалните. Природните екокатастрофи възникват на Земята без участието и намесата на човека. Антропогенната, или човешката дейност е свързана както с развитието на индустриализацията и урбанизацията, без които трудно можем да си представим прогреса на човешкото общество, така и с недалновидни, погрешни и престъпни стратегии и действия в това развитие. Антропогенните екокатастрофи настъпват вследствие на химично, биологично, радиоактивно или друг вид замърсяване на въздуха, почвата и водите, причинено от нарушения на технологични процеси или на аварийни ситуации в химични, енергетични, транспортни, биотехнологични, ядреноенергетични и други

съоръжения и инсталации. Естествено катастрофални ситуации могат да настъпят и по време на военни конфликти, когато умишлено се въздейства отрицателно върху околната среда и материалните фондове.

1.1. Оценка и защита на критичната инфраструктура(КИ) [259]..

Мероприятията, свързани с екологичните катастрофи, на съвременния етап са проблем и задачи на цялото човечество и правителствата на всички държави в една или друга степен ги решават с приоритет съответстващ на икономическите и технологични възможности, както и на тяхното разбиране за същността на проблемите и организацията за тяхното решаване. Обикновено тези катастрофи се разглеждат не отделно и самостоятелно, а от позициите на така наречените критични инфраструктури, което дава възможност за по-точно дефиниране на екологичните кризи в светлината на общественно-икономическите и морално-етичните способности на отделните държави и обществото като цяло.

Има не една международна призната дефиниция на понятието „критична инфраструктура”. Като приоритет на национална сигурност и промените в световен мащаб определението за критичната инфраструктура се свързва с нанесени на човека вреди от природни или други бедствия, т.е. то се припокрива до известна степен с определението, което беше дадено по-горе за екологичната катастрофа.

В общи линии „критичната инфраструктура” е термин, който включва екологичните катастрофи, но се използва от правителствата за да се опишат действията, които са от съществено значение за организиране и функционирането на обществото и икономиката при екстремните ситуации на кризите.

1.2. Оценка и защита на критичната инфраструктура

Мероприятията, свързани с екологичните катастрофи, на съвременния етап са проблем и задачи на цялото човечество и правителствата на всички държави в една или друга степен ги решават с приоритет съответстващ на икономическите и технологични възможности, както и на тяхното разбиране за същността на проблемите и организацията за тяхното решаване. Обикновено тези катастрофи се разглеждат не отделно и самостоятелно, а от позициите на така наречените критични инфраструктури, което дава възможност за по-

точно дефиниране на екологичните кризи в светлината на общественно-икономическите и морално-етичните способности на отделните държави и обществото като цяло.

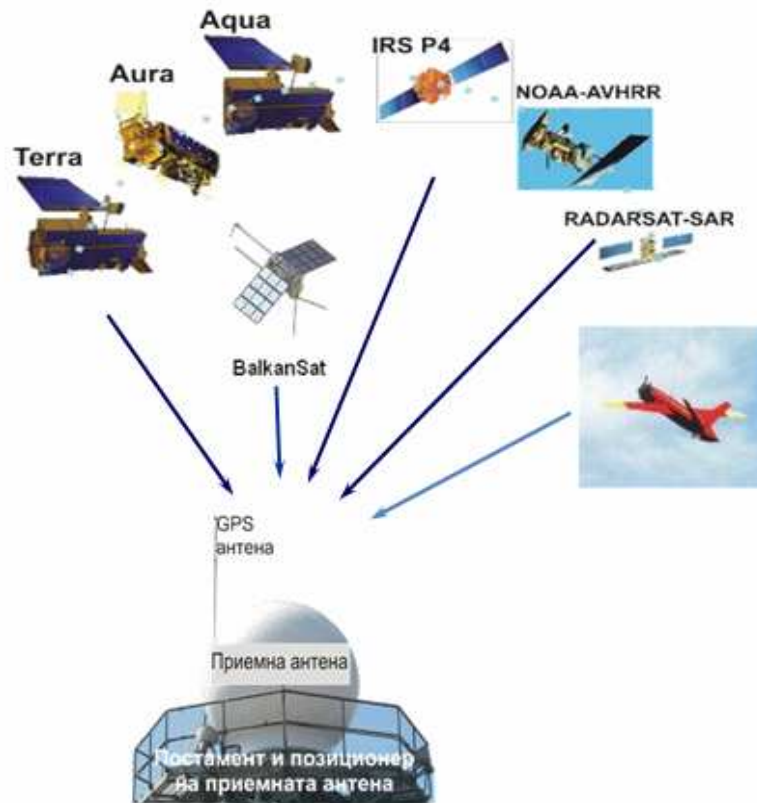
Има не една международна призната дефиниция на понятието „критична инфраструктура”. Като приоритет на национална сигурност и промените в световен мащаб определението за критичната инфраструктура се свързва с нанесени на човека вреди от природни или други бедствия, т.е. то се припокрива до известна степен с определението, което беше дадено по-горе за екологичната катастрофа.

В общи линии „критичната инфраструктура” е термин, който включва екологичните катастрофи, но се използва от правителствата за да се опишат действията, които са от съществено значение за организиране и функционирането на обществото и икономиката при екстремните ситуации на кризите.

1.3. Комплексен подход за мониторинг

В 1.3. е дадена постановката за комплексен подход за мониторинг за превенция и преодоляване (в рамките на възможното) на екологичните катастрофи и необходимостта от осъществяването на непрекъснат мониторинг и изследване на земната повърхност и околното пространство. Той се извършва в интерес на различни стопански отрасли и научни области и неговата актуалност до известна степен зависи от получаване на информацията в реално или близко до реалното време.

Сега в качеството на носители на апаратура за дистанционно изследване се използват различни типове летателни апарати: вертолети и самолети за височини 50-1000 m; самолети за височини 1-25 km; балонисонди с височина 10-50 km; ракети с височина на полета 80-150 km; пилотираны орбитални станции на височина 150-600 km; ИСЗ с височина 300-2000 km. [158]. От общите съображения следва, че най-рационалното използване на различните носители се получава при тяхното обединяване в единна многоцелева система за изследване на повърхността и околната среда, която по нататък ще наричаме система за глобален мониторинг (СГМ), включваща комплекс от различни средства за получаване на информация (Фиг.1.3).

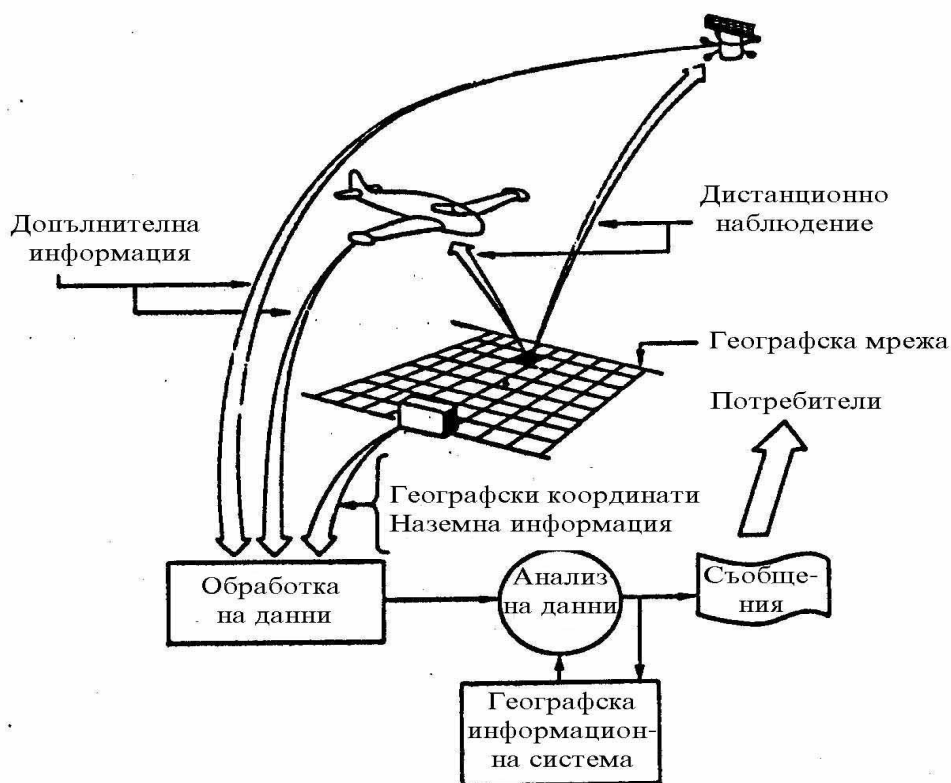


Фиг.1.3

Основни източници на информация за повърхността на Земята се явяват електромагнитното излъчване, отразеното слънчево, собственото радиотоплинно и отразено изкуствено. Регистрацията на тези излъчвания става с различни средства. Анализирайки характеристиките на апаратурата за дистанционно изследване (габарити, маса и консумирана мощност), може да се направят изводи за възможностите за разполагане на борда на БС на някои прибори, които се монтират на самолетите и изкуствен ни спътници на Земята (ИСЗ). Това могат да бъдат фотокамери, радиометри и спектрометри и т.н.

Традиционната схема на механизма за получаване, обработка и предоставяне на аерокосмическата информация е показана на фиг.1.4.

Получените от бордовите спътникови и авиационни системи изображения и данни се подлагат на предварителна обработка, включваща анализ и привързване към конкретната координатна мрежа, след което се предлагат на отделните потребители. Привързването на изображенията към географските координати и разработването на геоинформационни системи спомага за натрупване на база от данни, необходими за различните отрасли и области на приложение.



Фиг.1.4

За решаването на задачите на оперативния мониторинг в реално или близко до реалното време е целесъобразно използването на спътниците Terra и Aqua, тъй като изображенията получавани от тях са безплатни, а и повторемостта на прелитането им над една и съща територия е подходяща. Като голям недостатък в този случай може да се посочи малкото пространствено разрешение. Това обаче може да се преодолее, ако диапазонът до 250 м. се допълни с използването на национален или регионален спътник, осигуряващ изображения с пространствено разрешение от 40 до 80 м.

По тази причина в Института за космически изследвания – БАН от няколко години се работи по създаването на микроспътник “Балкансат” с Руската академия на науките, като досега са осъществени теоретично обосноваване на неговите орбитални параметри и избор на състава на полезния товар [251]. Този наш избор съответства на все по-убедително налагащата се в последните години тенденция за преминаване от големите и тежки спътници към малките високотехнологични

спътници. Плюсовете и минусите на двете алтернативи са добре показани в [158].

Отчитайки малката територия на България може да се използват и безпилотни летателни апарати снабдени с бордова видеосистема работеща във видимата и близката инфрачервена област с пространствено разрешение по-малко от 50 см. С цел повишаване на оперативността на безпилотните авиационни комплекси се предвижда страната да бъде разделена на шест области[254].

Обикновено екологичните катастрофи не се разглеждат отделно и самостоятелно, а от позициите на така наречените критични инфраструктури, което дава възможност за по-точно дефиниране на екологичните кризи в светлината на общественно-икономическите и морално-етичните способности на отделните държави и обществото като цяло.

Като приоритет на национална сигурност и промените в световен мащаб определението за критичната инфраструктура се свързва с нанесени на човека вреди от природни или други бедствия, т.е. то се препокрива до известна степен с определението, което беше дадено по-горе за екологичната катастрофа но в светлината държавните инфраструктури и мрежи.

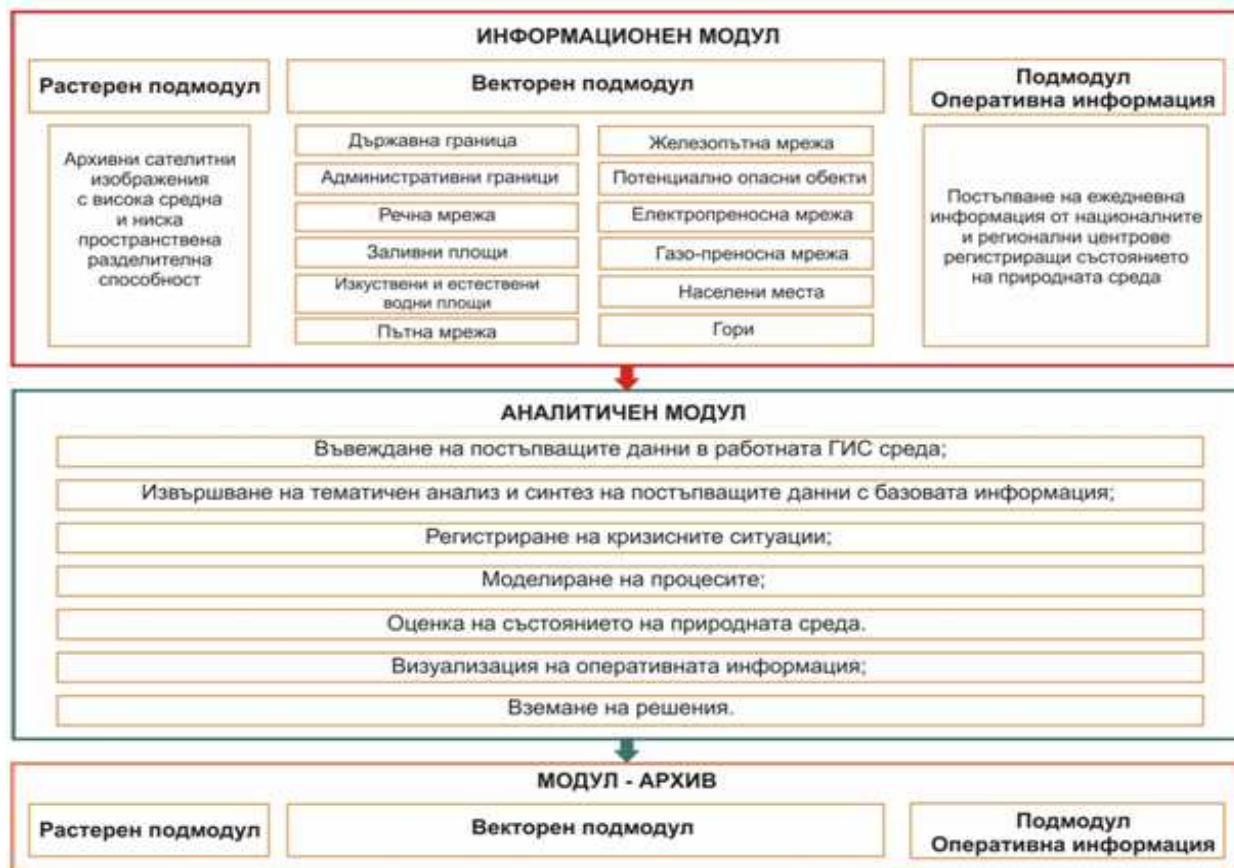
1.4. Концептуален модел за мониторинг

Изхождайки от направения анализ и съществуващия опит предлаганата концепцията за мониторинг се заключава в комплексното използване на космическите и авиационните методи за наблюдение, които се реализират от аерокосмическа система за мониторинг

1.5. Интегрирана географска информационна система и база данни на Р. България.

Качественно нови възможности за мониторинг се появиха с развитието и разпространението на геоинформационните системи(ГИС). Отчитайки изискванията за критичните инфраструктури от страна на Европейската програма, националната ГИС има следната структура (фиг. 1.6):

Структура на интегрираната географската информационна система /ГИС/ за Р. България



Фиг.1.6

1.6. Примерен алгоритъм на мониторингово изследване на критична инфраструктура

Методиката на пилотното мониторингово изследване се основава на разработения теоретично-емпиричен модел за количествена оценка на отделни параметри (изменение на площта на водното огледало и изменение на обема на потенциално опасни язовири на територията на община „Тунджа“) [253]. Разработеният модел е модифициран за всеки язовир в зависимост от специфичните особености на местоположението му, свързани с цифровия модел на релефа и геометрията. Моделът е разработен на базата на определяне на теренни идентични точки, измерени с помощта на GPS, спътникови и наземни данни.

Предложените в Глава концепция и национална система напълно съответстват на предявяваните изисквания за мониторинг на националните и регионалните критични инфраструктури от страна на Европейската програма за защита на критичните инфраструктури.

Изводи:

1. В последните години сме свидетели на все по-чести екологични и техногенни катастрофи, свързани със значителни материални и човешки загуби, което налага решителни действия, както от страна на отделните държави и правителства, така и от цялото човечество като цяло.

2. Превенцията, управлението на кризите (в рамките на възможното), както и облекчаването на последствията от тях изисква достоверна и оперативна информация за подпомагане на вземането на решенията на всички етапи от оторизираните органи на всички нива.

3. Чрез предложената концепция за комплексен мониторинг и разработването на нейна основа на национална аерокосмическа система за дистанционно изследване на Земята, може да се осигури необходимата инструментална информация за екологичните катастрофи и състоянието на критичните инфраструктури в реално време.

4. Изхождайки от предварителния анализ предложената структура и състав за националната аерокосмическа система включваща изследователските спътници Terra и Aqua, микроспътника «Балкансат», безпилотния летателен апарат «Ястреб» и наземната приемна станция TeraScan се явяват на дадения етап оптимални по отношение на получаваната пространствена разделителна способност, добрата оперативност и сравнително малката цена.

ГЛАВА II. БЕЗПИЛОТНИ ЛЕТАТЕЛНИТЕ АПАРАТИ ЗА ПОДСПЪТНИКОВ МОНИТОРИНГ

2.1. Оперативно –тактическа обосновка

За оценка качествата на БЛА в работата се предлага т.н. "формула за способността му да води въздушно разузнаване и наблюдение". Тя отразява степента на влияние на различни фактори (основно възможностите на БЛА) за формиране на тактиката на действие при наличието на определен полезен товар. Според тази "формула" способността на БЛА да води въздушно наблюдение зависи от следните фактори:

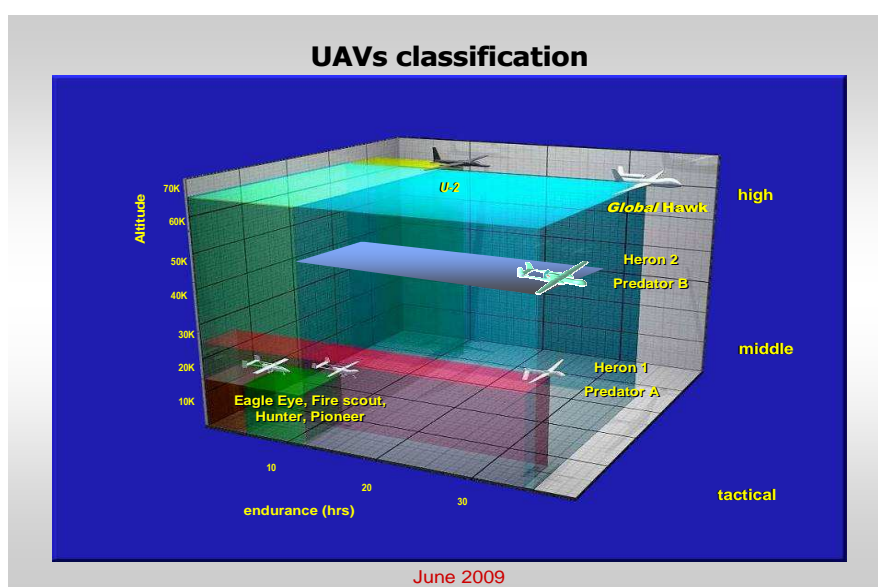
- тяговъоръженост;
- устойчивост и управляемост;
- характеристики на полезния товар /фактор електроника/
- автономност и многофункционалност;

- малък брой личен състав за обслужване;
- мобилно и транспортируемо наземно оборудване.

Конструкцията на БЛА трябва да дава възможност за бъдеща модернизация, която да задоволи допълнителни изисквания, продиктувани от постоянно променящите се екологична и логистична обстановка.

2.2. Състояние и тенденции в развитието на системите

Безпилотните въздушни системи за разузнаване, наблюдение и контрол на земната повърхност понастоящем са получили широко разпространение и се използват при разнообразни тактически задачи и мисии на полета. Ключови елементи на тези системи са безпилотните летателни апарати (БЛА) и системите за въздушно наблюдение, включващи бордова и наземна част. Световният опит от използването на БЛА за тези цели показва, че те са най-подходящи там, където условията на експлоатация са особено екстремни и съществува неприемлив риск за операции на пилотираната авиация. Такива са наблюдение на строго охраняеми обекти и зони, както и райони с мащабни пожари и наводнения. В тези условия използването на хора, е свързано с реална заплаха за техния живот и практически БЛА като средство за събиране и обработка на информация е незаменим. За оценка съвременното състояние и тенденции на развитие на БЛА е проведен анализ и са приведени данни за различни типове БЛА (фиг.2.4).



Фиг.2.4

Основните критерии, по които е извършен анализът са: обща и аеродинамична схема на БЛА, тегловно-масови характеристики; характеристики на силовата установка; летателно технически характеристики; система за излитане и кацане, системи за управление и навигация и системите за въздушно наблюдение.

2.3. Модел на безпилотния комплекс

За синтезиране на БЛА и автопилота беше разработен модел на полета. В основата на разработката на модела стоят подсистеми на странично и надлъжно движение и връзките между тях, модел на системата за управление с автопилот и ръчен режим за корекции (т.н. „комбиниран режим“).

При моделиране на страничното движение на самолета за основа се приема системата от диференциални уравнения в свързана със самолета дясноориентирана координатна система ОХУZ, известна от курсовете по “Динамика на полета”. Оста У е насочена от центъра на тежестта по посока на вертикалния стабилизатор. Оста Х е насочена по главната надлъжна инерционна ос на самолета, а оста Z е надясно от плоскостта ОХУ. Общият вид на системата, която се решава чрез показания по-долу модел има следния вид:

$$(2.1) \quad \begin{aligned} mV \left(\frac{d\beta}{dt} - \omega_x \alpha - \omega_y \right) &= Z + G \cos\vartheta \sin\gamma; \\ I_x \frac{d}{dt} \omega_x &= M_x; \\ I_x \frac{d}{dt} \omega_y &= M_y, \end{aligned}$$

където:

m - маса на самолета в килограми;

V - скорост на полета в метри за секунда;

β - ъгъл на плъзгане в радиани;

ω_x - ъглова скорост около надлъжната ос;

ω_y - ъглова скорост около нормалната ос;

α - ъгъл на атака в радиани;

ϑ - ъгъл на тангажа в радиани;

γ - ъгъл на наклона (крена) в радиани;

δ_n – ъгъл на отклонение на кормилото за направление в радиани;

δ_ϵ – ъгъл на отклонение на елероните в радиани;

Страничната сила $Z = Z^\beta \beta + Z^{\delta_H} \delta_H$;

Моментите около надлъжната ос

$$M_x = M_x^\beta \beta + M_x^{\omega_x} \omega_x + M_x^{\omega_y} \omega_y + M_x^{\delta_e} \delta_e;$$

Моментите около нормалната ос

$$M_y = M_y^\beta \beta + M_y^{\omega_x} \omega_x + M_y^{\omega_y} \omega_y + M_y^{\delta_H} \delta_H.$$

Производните на моментите се получават от безразмерните аеродинамични характеристики на самолета, геометричните размери и режима на полета по скорост и височина.

При малки отклонения от изходния режим може да се приеме, че появата на надлъжен момент M_z не се съпровожда с появата на напречен момент M_x и попътен момент M_y . При такова опростяващо условие, с известно приближение ъглите на тангажа, на пътя и на крена в модела се определят съответно по уравненията:

$$(2.2) \quad \begin{aligned} \frac{d\vartheta}{dt} &= \omega_z \cdot \cos\gamma + \omega_y \cdot \sin\gamma; \\ \frac{d\psi}{dt} &\approx \omega_y; \\ \frac{d\gamma}{dt} &\approx \omega_x. \end{aligned}$$

Ъгълът на пътя Ψ се разглежда като разлика от ъгъла на рискание ψ и ъгъла на плъзгане β . Ъгълът на траекторията във вертикална плоскост Θ се определят като разлика от ъгъла на тангажа ϑ и ъгъла на атака α .

$$(2.3) \quad \Psi = \psi - \beta; \quad \Theta = \vartheta - \alpha.$$

Координатите на масовия център Xg, Yg, Zg в нормална земна координатна система се определят от решението на диференциалните уравнения:

$$(2.4) \quad \begin{aligned} \frac{dXg}{dt} &= V \cos\Theta \cos\Psi \\ \frac{dYg}{dt} &= \frac{dH}{dt} \sin\Theta \cos\gamma \\ \frac{dZg}{dt} &= -V \cos\Theta \sin\gamma \end{aligned}$$

Надлъжното движение е моделирано чрез две предавателни функции: по ъгъл на атака и по тангаж при входящ сигнал - отклонение на кормилото за височина.

В подсистемите на надлъжното и странично движение са заложили следните характеристики на малък безпилотен самолет [254]:

Маса 50 kg;

Безразмерни аеродинамични характеристики:

$$C_{Y\alpha} = 4.72, C_{Z\beta} = -0.31, C_{Z\delta_H} = -0.14, m_{zC_{Y\alpha}} = -0.13, m_{x\beta} = -0.058, m_{y\beta} = -0.12,$$

$$m_{z\bar{\omega}_z} = -8.99, m_{x\bar{\omega}_x} = -0.66, m_{y\bar{\omega}_y} = -0.1, m_{x\bar{\omega}_y} = -0.11, m_{y\bar{\omega}_x} = 0.11, m_{z\bar{\alpha}} = -4.3,$$

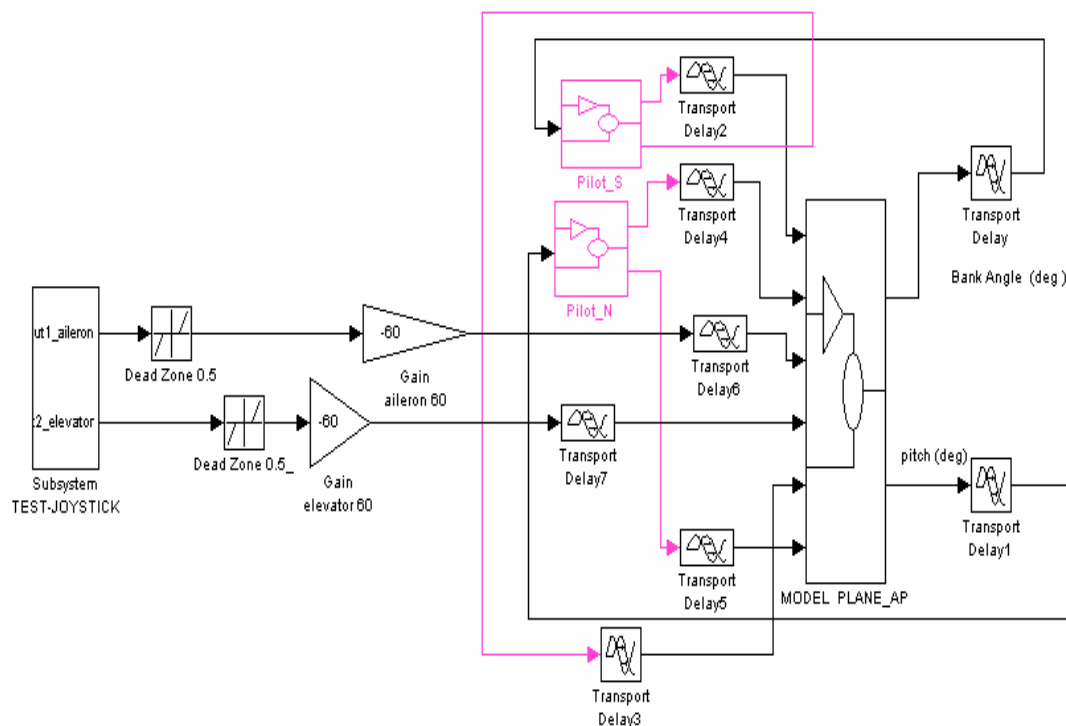
$$m_{z\delta_B} = -1.09, m_{x\delta_e} = -0.24, m_{y\delta_H} = -0.07, m_{x\delta_H} = -0.01;$$

Геометрични и инерционни характеристики:

$$S_{кр} = 2.14 \text{ m}^2; l_{кр} = 5.06 \text{ m}; b_{кр} = 0.42 \text{ m}; I_x = 21.4 \text{ kg.m}^2; I_y = 29.3 \text{ kg.m}^2; I_z = 12.4 \text{ kg.m}^2$$

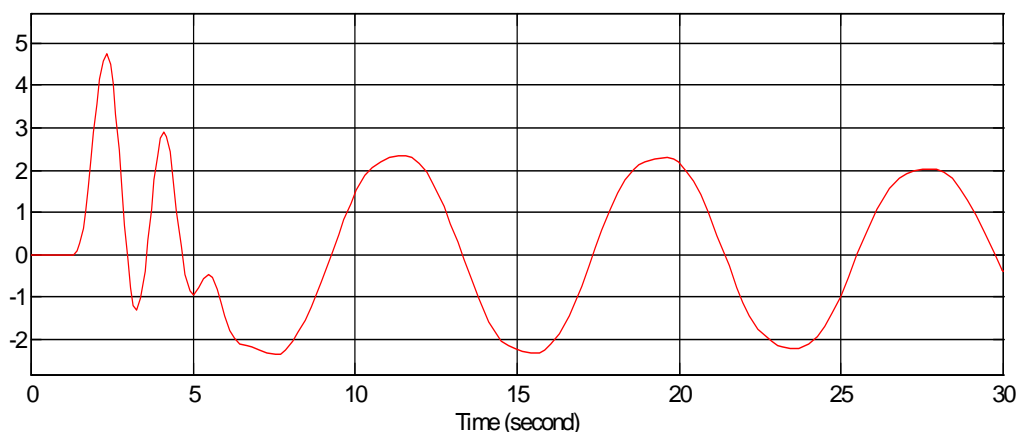
Височина на полета е от 10 m до 500 m и скорост 100 km/h. Самолетът е спирално неустойчив. Честотата на колебания в надлъжния канал е около 0.9 Hz, а относителният коефициент на затихване на колебанията е 0.83.

Моделът е разработен на 6 нива в “Matlab-Simulink” е показан на фиг.2.5

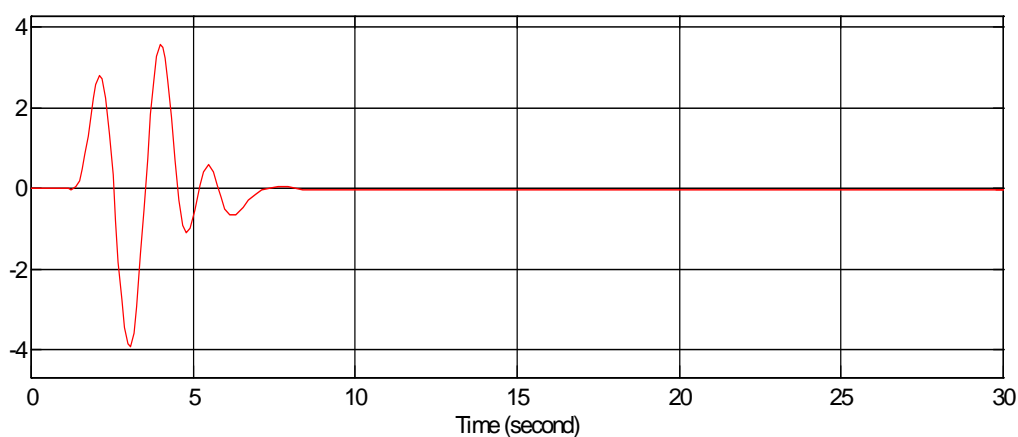


Фиг.2.5. Общ вид на безпилотен комплекс – първо ниво

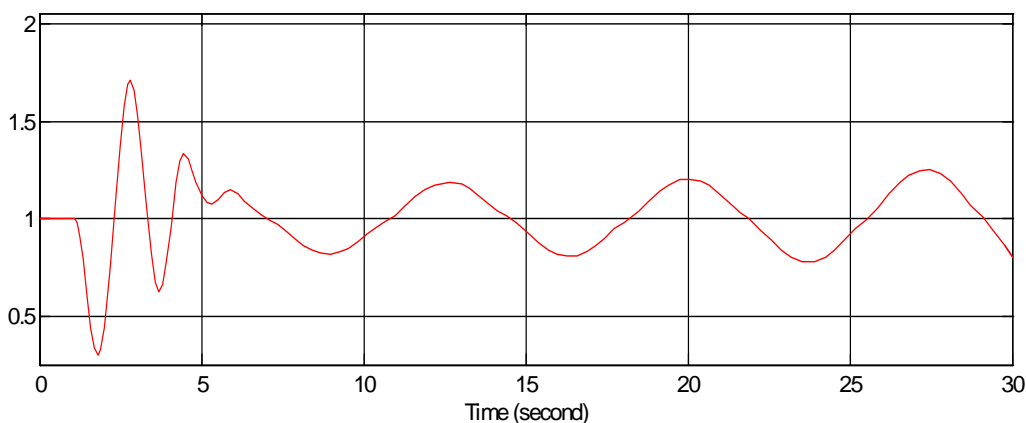
Резултати от моделирането са показани, като следва:



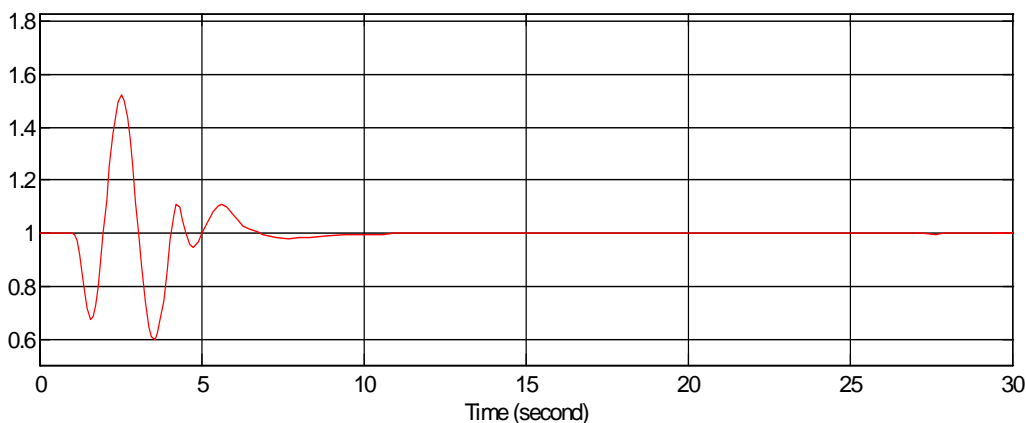
Фиг. 2.6-а. Наклон на самолета при опит да се парира смущение от пилота при ръчно пилотиране с критичен коефициент на усилване $K_{кр_крен} = 0.452$. Смущението е въведено между $t=1...4s$ с кормило за направление в диапазона $\delta_n = \pm 15^\circ$ и предизвиква разклащане на самолета по крен. Контурът работи при закъснения, характерни за полет извън зоната на пряка видимост. Автопилотът е изключен. Процесът е на границата на колебателната устойчивост за контура за управление.



Фиг. 2.6-б. Наклон на самолета при опит да се парира смущение по крен в комбиниран режим от пилота по принципа "чрез автопилот" с коефициент на усилване $K_{пилот_крен} = 0.452$ (критичен за условия на ръчно пилотиране). Автопилотът е включен. Контурът работи при закъснения, характерни за полет извън зоната на пряка видимост. Автопилотът изпреварващо парира колебанията. Критичният коефициент на пилота в комбиниран режим е около 2.205



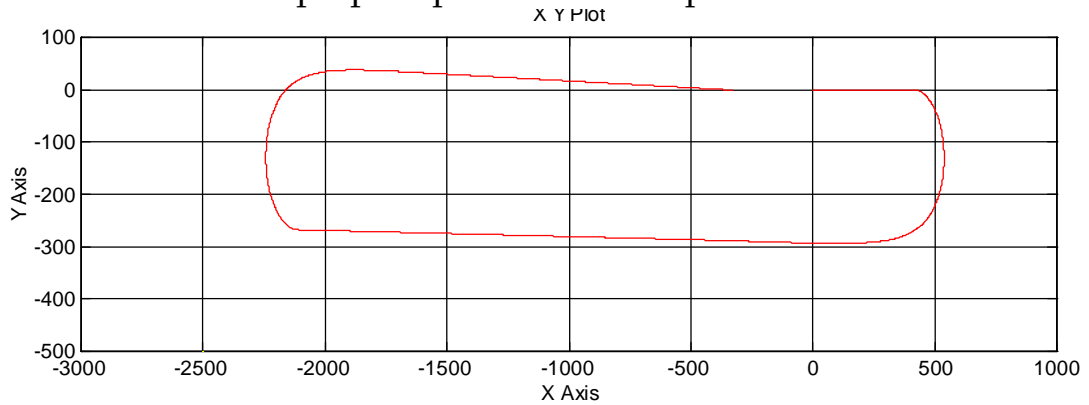
Фиг. 2.7-а. Нормално претоварване на самолета при опит да се парира смущение по тангаж от пилота с критичен коефициент на усилване $K_{кр_тангаж} = 0.38$. Автопилотът е изключен, полетът е извън зоната на видимост, закъснението в контура за управление е 1.4s (по 0.7s на входа и изхода в модела на пилота). Процесът е на границата на колебателна устойчивост.



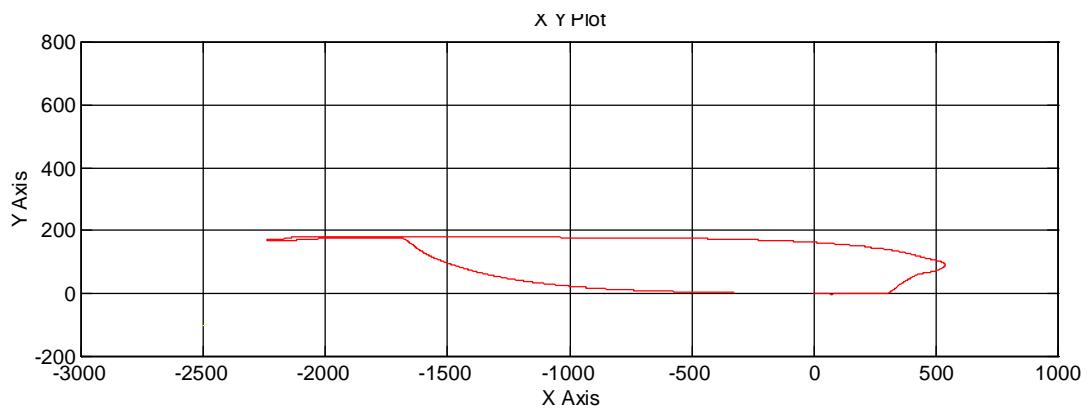
Фиг. 2.7-б. Нормално претоварване на самолета при опит да се парира смущение по тангаж (в диапазона $\pm 10^\circ$) от пилота в комбиниран режим с коефициент на усилване $K_{пилот_тангаж} = 0.38$, по принципа “чрез автопилот”. Автопилотът е включен, полетът е извън зоната на видимост, закъснението в контура за управление е 1.4s (по 0.7s на входа и изхода в модела на пилота-оператор). Процесът е устойчив. Критичният коефициент на пилота в комбиниран режим е около 0.84

Графиките на изменение на траекторията, ъглите и управляващите органи са показани на следващите фигури.

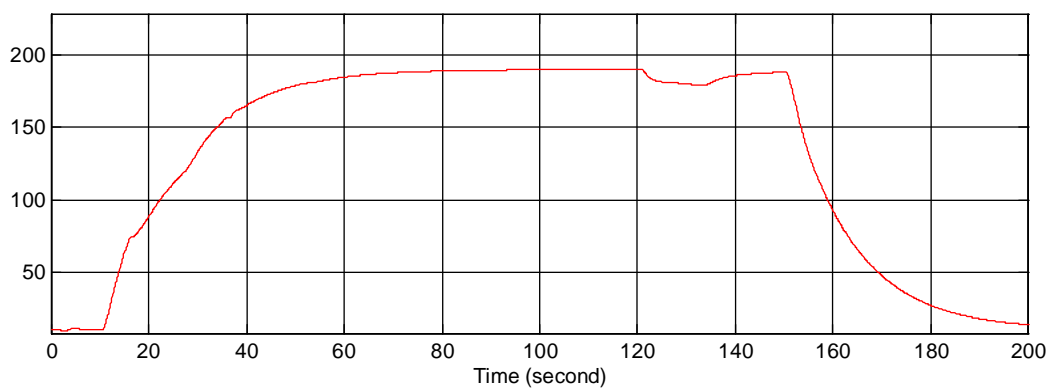
Програмиран полет "по кръга"



Фиг.2.8 Хоризонтална проекция на полета



Фиг.2.9 Вертикална проекция на полета



Фиг.2.10- H (m)

2.4. Обосновка и определяне състава на безпилотния комплекс

При определяне на състава на системата за ранно откриване, локализиране и оповестяване на възникнали горски и полски пожари и наводнения на територията на Р.България са отчетени резултатите от моделирането на полета и съвременните технически достижения, както регламентиращите документи за авиационни системи от този клас [254]. В примерния състав на Безпилотния Авиационен Комплекс трябва (БАК) влизат:

- Безпилотен летателен апарат (БЛА).
- Наземна станция за управление (НС.У).
- Експлоатационно оборудване (ЕО)

2.5. Възможности за разработка и производство на системата

Направеният анализ и изводите за характеристиките на БЛА показват, че ефективността на безпилотния комплекс се определя до голяма степен от самия летателен апарат. Създаването на БЛА с подходящи и перспективни характеристики за нуждите на потребители в България е сложна научна и инженерна задача и реализацията на комплекс с безпилотни самолети има няколко възможни варианти за решения, съобразени с реалните изисквания за въвеждането му в експлоатация и неговата функционалност.

Първи вариант е създаване на комплекса изцяло в България с възможностите на наличната база.

Втори вариант е закупуване на отделни елементи на комплекса (вкл. и на платформа – планер на самолета, двигател, система за управление) и с възможностите на български специалисти и достатъчно обемна развойна дейност по компоновката на системата довеждане на комплекса до работоспособно състояние.

Трети вариант е закупуване на безпилотна система с ограничени възможности на апаратурата за наблюдение, но с масово-габаритни резерви за модификация в България. При избора на вариант много важен фактор е времето за въвеждане в експлоатация и усвояването на инвестициите в тази област. Конкретният избор на летателен апарат следва да бъде направен на базата на пазарен принцип – с търг между няколко конкуриращи се еднотипни системи. Сегашното състояние на пазара на безпилотни системи предполага възможности за избор.

Като ориентировъчни параметри за проектиране на опростен вариант за безпилотен самолет може да се приемат: стартова маса около 70 kg (в.т.ч.- планер и двигател до 18..19 на, гориво около 25 литра бензин, система за електрозахранване около 2.5 на, полезно натоварване 15 на, комплект оборудване към системата за управление около 18 kg).

В тази връзка е целесъобразно да бъдат използвани натрупания опит и сътрудничеството с водещи конструкторски бюра и фирми, извършващи разработка аналогична авиационна техника.

2.6.Технико-икономически анализ

Проведеното проучване за разработка на системата показва, че ориентировъчната стойност може да бъде определена приблизително, поради наличието на голям брой варианти за техническа реализация, както и използването на гъвкава система за нейната оперативна дейност.

В нея следва да се включват: разходи за научно изследователска и развойна дейност с изготвяне на лабораторни модели и макети, включително и провеждане на летателни експерименти; разходи за работи свързани с промяна на конструкцията и структурата на съществуващия комплекс, промени в техническата документация и инструкцията за летателна експлоатация, обучение на операторския и инженерно-техническия състав от екипите, сертифициране (утвърждаване) на промените от компетентните органи и др.

Изводи

1. В настоящия момент страната не разполага с ефективни средства и системи за ранно откриване, локализиране и оповестяване на възникнали горски и полски пожари и наводнения.

2. С цел подобряване дейността и своевременното осигуряване информация в реално време на оторизираните органи е целесъобразно да бъдат разработени и внедрени на базата на безпилотни авиационни комплекси съвременни системи за ранно откриване, определяне на местоположението и оповестяване на възникнали природни бедствия - горски и полски пожари и наводнения и т.н.

3. Резултатите от моделирането на безпилотния комплекс показват, че управлението в комбиниран режим „чрез автопилот”, осигурява колебателна устойчивост и излизане от критични режими на

полета, но предявява много високи изисквания към надеждността и работоспособността на автопилота. Доказано беше, че полет без автопилот извън зоната на пряка видимост е невъзможен.

4. Доказано беше, че полет без автопилот извън зоната на пряка видимост е невъзможен и за точно пилотиране в ръчен режим пилотът-оператор следва да намали коефициента си на усилване около 3 – 4 пъти по двата канала спрямо коефициентите на усилване при пилотаж в условията на пряка видимост, за да се запази устойчив контура за ръчно управление. Това е много трудна задача за оператора, който е лишен от всякаква друга информация, освен индикация за крен и тангаж. Фактически е невъзможно операторът бързо да се адаптира.

5. Анализът на моделираните ситуации показва, че е целесъобразно да се въведе ограничение за оператора в канала за управление по тангаж, защото самолетът трябва да се предпази от излизане на околкритични ъгли на атака при груби действия на оператора в моста за управление. В комбиниран режим на управление по тангаж по принципа „чрез автопилот“ в район извън зоната на видимост основната работа в надлъжното управление се извършва от автопилота. За корекции по тангаж на оператора са достатъчни $\pm 5^\circ$. Това прави безопасен полета и по ъгъл на атака.

ГЛАВА.III ИЗСЛЕДВАНЕ НА ФУНКЦИОНАЛНАТА ЕФЕКТИВНОСТ НА ОПЕРАТОРА НА БЛА

3.1. Постановка на проблема

Изследователската и експериментална работа по създаване на беспилотни летателни апарати (БЛА) се превръща през 21-и век в приоритетна тема за авиацията и по-специално – за военната авиация и службите за защита на населението от аварии и природни бедствия. Един проблем води след себе си друг – подборът, подготовката (обучението) и тренинга на пилоти-оператори. Поради големият брой такива летателни апарати и рязкото им увеличение, подготовката на БЛА-пилоти (БЛА-П) се превръща в самостоятелен проблем.

Всичко това поставя проблема за разработване на нови методики и апаратура за подбор, обучение, тренинг и работа на БЛА-оператори;

- Експертизата при моделирането на ЧО се премества почти изцяло на територията на психологията в областта на вербалното описание и опити за графично им онагледяване;

- Очевидна става нуждата от нов – интегрален, комплексен подход за моделиране на ЧО – съвместяващ плюсовете и достоинства на двата подхода, двете парадигми на разглеждане, изследване и моделиране на ЧО [255].

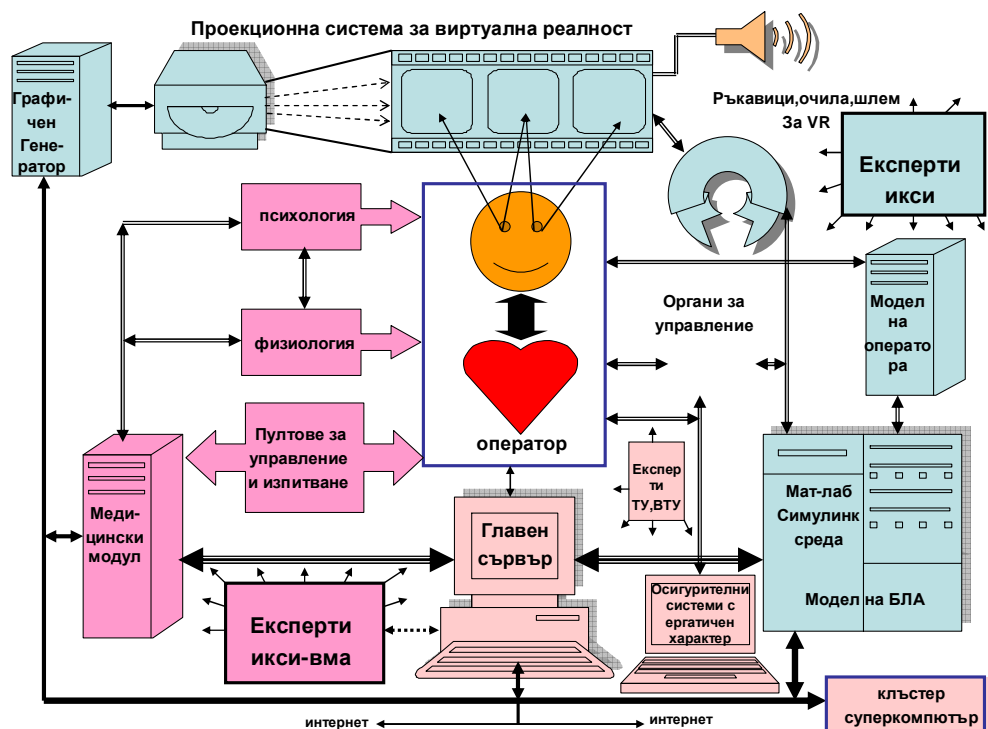
3.2. Изследователски комплекси за оператори на БЛА.

Фундаментални принципи при разработването и комплектуването на изследователския комплекс са следните: универсалност и висока степен на гъвкавост; модулност; измерване на максимален брой психофизични и физиологични параметри; наличие на интерфейсен (човеко-машинен) модул с максимален брой входни устройства за реагиране на тествания – ръчни, крачни, звукови, евентуално вербални – разпознаване на реч; максимален брой изходи за индикация на тествания на всички измервани величини; използване на възможностите на средствата и методите на виртуалната реалност за създаване на условия и среда близки до реалната.

Изхождайки от анализа направен в [255], структурната и функционалната схема на изследователския комплекс включва следните елементи (фиг.3.1):

- операторът, като обект за изследване;
- система за изследване на психофизиологичното състояние на оператора;
- система за моделиране на полета на летателния апарат;
- система за моделиране на човека оператор;
- система за създаване на виртуална реалност;
- главен сървър за синхронизиране работата на отделните системи и връзка с външни за комплекса периферни устройства и системи.

Реализацията на предложената структурна и функционална схема, като цяло е завършена. Избрани и закупени са необходимите компютърни конфигурации и периферни устройства



Фиг.3.1

3.3. Моделиране на безпилотен комплекс за тренировка на оператори

Работата на оператора в контура за управление на безпилотния комплекс се различава от работата на пилота в реален самолет по способа за определяне на положението на самолета в пространството. Операторът, особено при отсъствие на пряка видимост на самолета (при автономен полет извън района на видимост), работи по приборна информация в пулта за управление. На базата на показанията на комплекса прибори той формира мислен образ на полета (наричан още “ментален” модел) и го следи като сравнява тази своя представа с показанията на приборите

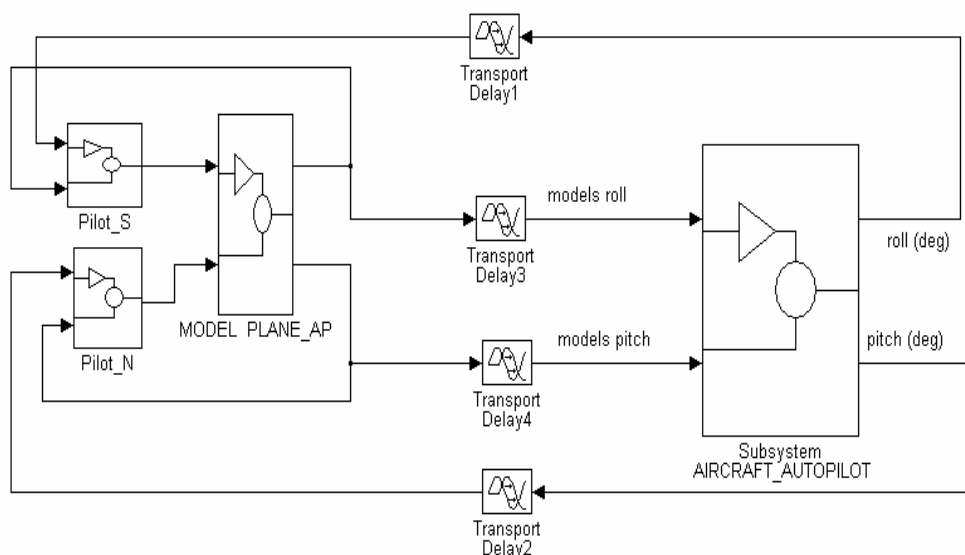
За изследване на процеса на формиране на мислен (ментален) образ на аварийна ситуация е нужно:

- Разработка на подходящ модел в програмен продукт “Simulink”. Този модел трябва да отразява специфичните особености на безпилотния самолет и да има възможности за моделиране на различен тип откази в системата за управление.
- Моделиране и изследване на всяка конкретна ситуация без намеса на оператора.

- Моделиране на правилно поведение на оператора – при голям запас от височина и видимост изключване на автопилота и опит за ръчно пилотиране.
- Визуализация на параметрите на полета на симулирано приборно табло.

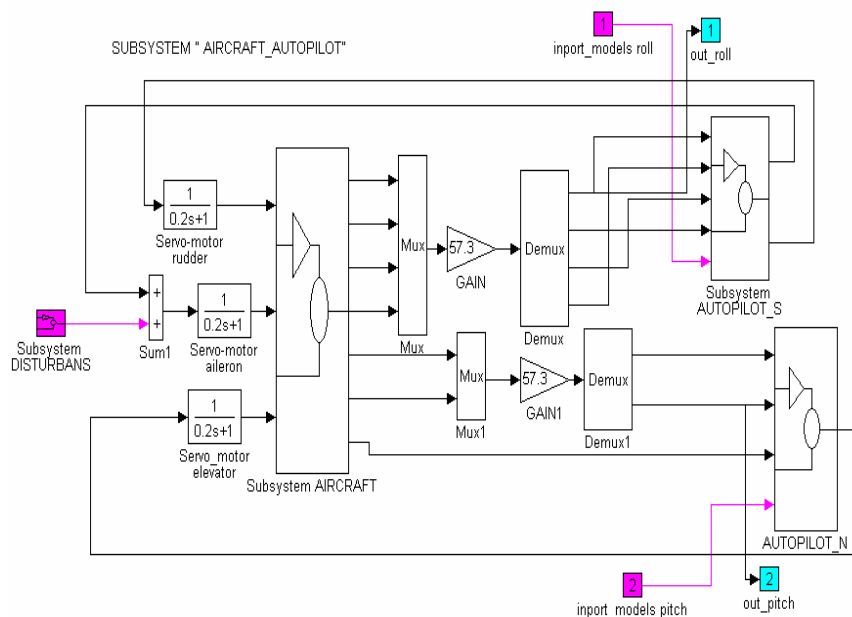
Многократни наблюдения и тренировки с реални оператори.

Идеята за управление чрез модел е показана в общия вид на компютърната реализация (фиг.3.2 и фиг.3.3). Всеки блок има няколко нива на подробност. Моделите са разработени за безпилотен самолет с маса 50 kg. Целта на моделирането е да се провери работоспособността на метода за управление, да се потвърдят преимуществата на схемата и да се разкрият нейните специфични особености, свързани с практическата реализация.



Фиг.3.2. Общ вид на модела на безпилотен комплекс:

Подсистемите “Pilot N”-за ръчно управление по тангаж, Pilot_S” за ръчно управление по наклон и моделът на подсистемата самолет-автопилот “MODEL PLANE_AP” са в пункта за управление на Земята, а подсистемата “AIRCRAFT-AUTOPILOT” симулира движението на реалния обект.



Фиг.3.3. Подсистема “AIRCRAFT-AUTOPILOT” – модел на реалния
безпилотен обект

Реалният самолет и неговият модел в наземния пункт за управление са еднакви обекти и са моделирани по следните данни:

$$C_y^\alpha = 4.72, C_z^\beta = -0.31, C_z^{\delta_H} = -0.14,$$

Законите за управление на автопилотите в модела на Земята и на безпилотния апарат са следните:

Кормило за височина:

$$\delta^0_v = 0.77\Delta\vartheta^0 + 0.44\int\Delta\vartheta^0 dt + 0.235\omega_z^{0/s}$$

$$\Delta\vartheta^0 = \vartheta^0 - \vartheta^0_{зад};$$

Елерони:

$$\delta^0_e = 0.75(\gamma^0 - \gamma^0_{зад}) + 0.0045\int(\gamma^0 - \gamma^0_{зад}) dt + 0.0045\omega_x^{0/s};$$

Кормило за направление:

$$\delta^0_H = 0.02\omega_y^{0/s}$$

ϑ^0 - текущ ъгъл на тангажа в градуси;

$\omega_z^{0/s}$ - текуща ъглова скорост на тангажа в градуси за секунда;

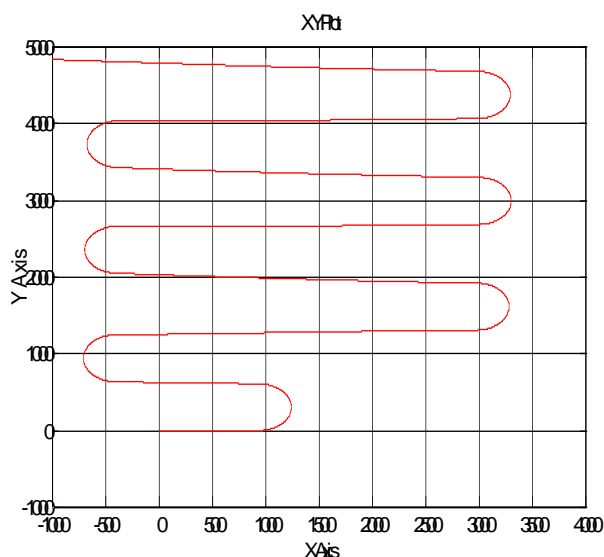
γ^0 - ъгъл на наклона (крен) в градуси;

$\omega_x^{0/s}$ - ъглова скорост на наклона в градуси за секунда.

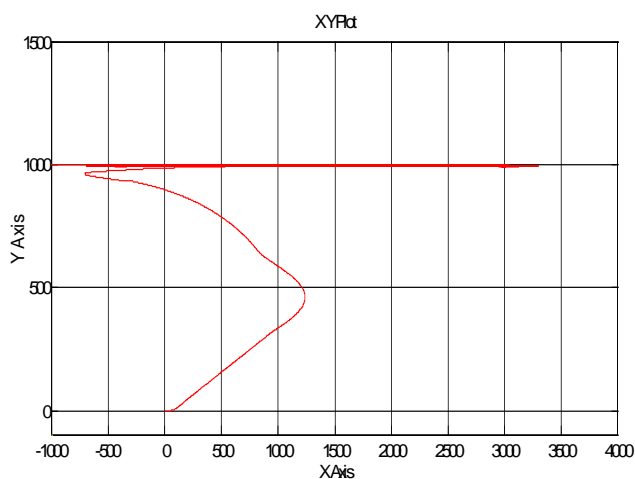
$\omega_y^{0/s}$ - ъглова скорост на рисканието в градуси за секунда

На фигури 3.4 и 3.5 са показани хоризонтална и вертикална проекции на траекторията при полет по програма за патрулиране над полигон с размери 3500m x 4500 m. Работната височина на полета е 1000 m, като наборът на височина в началото до около 600 m е изпълнен от

оператора в ръчен режим по тип “възходяща лява спирала”, а след това до 1000 m от автопилота на модела. Показани са шест последователни работни трасета със завои в краищата, които покриват полигона и позволяват да бъде фотографиран с прецизни цифрови системи от борда на безпилотния самолет.



Фиг.3.4. Хоризонтална проекция на траекторията в плоскост X_gZ_g на дясноориентирана координатна система O, X_g, Y_g, Z_g с център върху земната повърхност.



Фиг.3.5. Вертикална проекция на траекторията в плоскост X_gY_g на дясноориентирана координатна система O, X_g, Y_g, Z_g с център върху земната повърхност

Приведените резултати и изследването на всички параметри при типови полети (по кръга, виражи и др.) потвърждават, че идеята за

управление чрез модел е работоспособна и може да бъде реализирана на практика при бърз компютър на Земята. Автопилотите и на двата модела (на Земята и на реалния самолет) са астатични и подборът на предавателните им числа е съобразен с преходните процеси, при които не се надвишават ъгли на атака от $\alpha \approx 15^\circ$ и нормално претоварване $n_y = 2.5$. Автопилотите на модела и на безпилотния самолет управляват в режим стабилизация по двата канала – крен и тангаж, а в канала за рискание работят като демпфери. Ъглите на плъзгане при работа на автопилота са в рамките на $\beta \approx \pm 4^\circ \dots 5^\circ$.

Автопилотът на реалния самолет не се изключва никога и работи през цялото време на полета.

В аварийен режим на работа операторът се оказва в дефицит от време поради високата скорост в изменението на параметрите на самолета и като правило отсъствие на стереотип за действия поради малката вероятност за възникване на аварийни ситуации. Повишената психологическа напрегнатост на оператора увеличава вероятността от погрешни действия. Това е особено характерно за полети извън зоната на видимост, когато операторът изгражда мисления си образ за полета само по информацията, която получава със закъснение от параметрите на полета и от наблюдаваната повърхност чрез камери на борда. Безпилотните самолети в редица задачи летят на малка височина и това още повече усложнява работата на оператора. Превключването му от контролни функции към парирание на откази и активно управление изисква специфична дейност по:

- откриване на отклонението от зададената траектория на полета;
- оценка на състоянието на системата “самолет – автопилот”;
- приемане на решения;
- практическа реализация на решението.

Времето, необходимо за осъществяване на това превключване $t_{\text{пр}}$ зависи от много фактори, като квалификация, физическо състояние и е случайна величина. Няма данни за този показател в безпилотната авиация.

При моделиране на аварийни ситуации се приема, че за това време самолетът се движи без команда от летеца-оператор и опасността се определя от времето за достигане на гранични стойности на параметрите на полета, при които настъпват необратими процеси

(достигане до земната повърхност и разбиване на самолета или разрушение във въздуха от големи претоварвания).

Времето - от момента на проявяване на отказа до пределно късния момент на успешна намеса на оператора в управлението на самолета - се обозначава като разполагаемо време $t_{\text{разп}}$.

Степента на опасност се оценява количествено с вероятността $P(t_{\text{разп}} < t_{\text{пр}})$, като $t_{\text{разп}}$ се разглежда като неслучайна величина, а $t_{\text{пр}}$ като случайна величина.

Ако вероятността $P(t_{\text{разп}} > t_{\text{пр}})$ е голяма (например, над 99%), то отказът се развива бавно и е достатъчно информативен, за да провокира оператора за своевременно парирание.

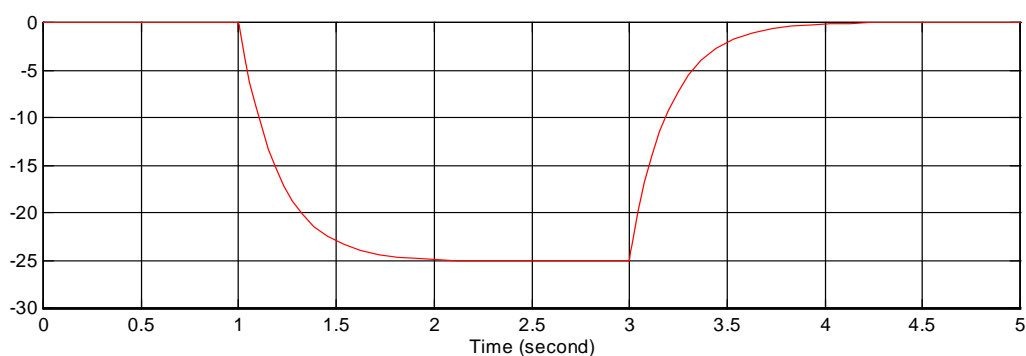
Интерес за практиката е да се определи развитието на ситуацията след отказ в системата за управление без намеса на оператора и крайните параметри на полета при условно правилни действия на оператора. Като обект за изследване е избрана ситуация с активен отказ на автопилота в канала на елероните.

Изменението на параметрите показва, че самолетът след активния отказ на елероните се върти преимуществено около надлъжната ос, но по тангаж се колебае с отпуснат надолу нос между -20° и -120° . Ъгълът на атака се увеличава до критични показатели поради отклонение на кормилото за височина до край "на кабриране" от работещия канал на автопилота по тангажа. Вероятното развитие на ситуацията в по продължителен интервал без намеса на оператора е преминаване в свредел. Поради намаляване на ефективността на органите за управление на големи ъгли на атака въртенето около надлъжната ос на големи ъгли на атака може да се забави и дори да се преустанови. Възможно е дори обратно въртене защото в случая при дясно въртене след отказа на елероните се получава значително плъзгане на дясното крило. Моментът от такова плъзгане ($M_x^\beta < 0$) е с обратен знак на момента от елероните и при намаляващата им ефективност на големите ъгли на атака може да смени посоката на въртене. Моделът е линеен и не може да симулира поведението на самолета на големи ъгли на атака. Такива проблеми в пилотируемата авиация се анализират чрез специални изпитателни полети в свредел и предсвределни ситуации ("сваляне на крило", поведение на "падащ лист") [194].

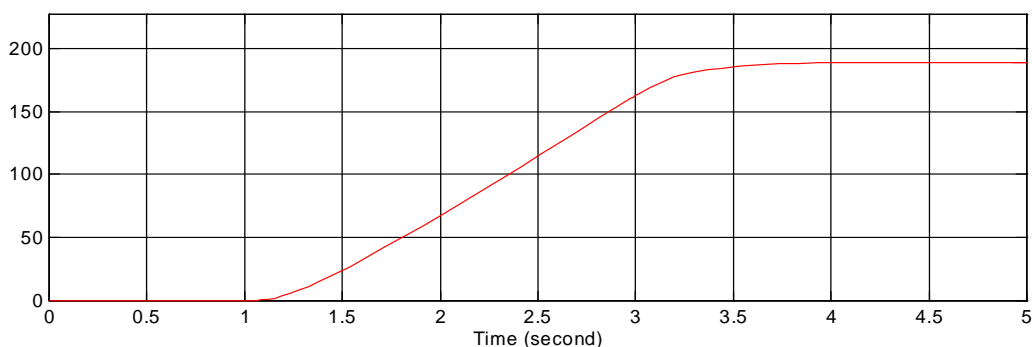
Активният отказ е моделиран в началото – първата секунда от симулацията ($t_{\text{отказ}}=1\text{s}$) на хоризонтален полет в автоматичен режим.

Последствията на отказа са отклонение на елероните до край на -25° и въртене на самолета около трите оси, но преобладаващо надясно около надлъжната ос и за кабриране около напречната ос. Действията на модела на оператора условно се свеждат до изключване на автопилота в $t=3s$ ($t_{пр} = t_{пр\ min} = 2s$). По резултатите от моделирането това закъснение на оператора в конкретния случай е по-голямо от разполагаемото време за парирание и неравенството:

$t_{пр\ min} > t_{разп}$, което означава, че парирането на отказа е практически невъзможно поради скоротечността на ситуацията. Моделирането показва какъв параметър се явява критичен и кои са причините за такова неблагоприятно развитие на ситуацията, независимо от условно правилните действия на оператора, който в минимално възможното време изключва автопилота и всички кормила и елероните се привеждат в неутрално положение. Между началото на отказа и условно успешната моделирана реакция за намеса на оператора самолетът достига критичен параметър по ъгъл на атака и попада в условия за свредел.

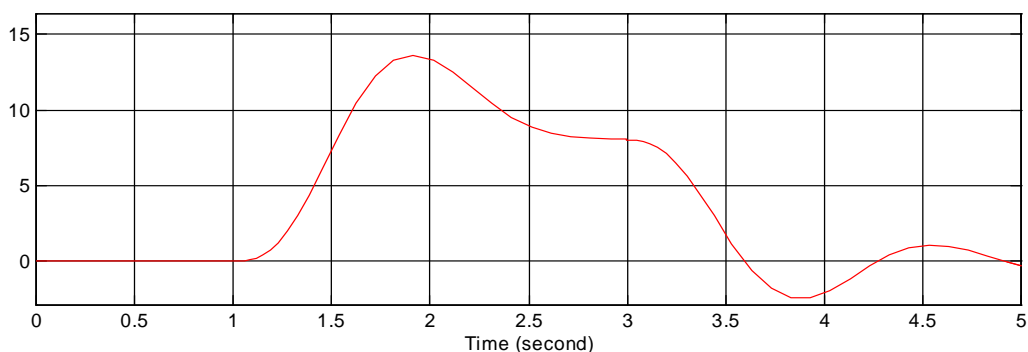


Фиг.3.15. Отклонение на елероните (десен елерон нагоре - с отрицателен знак, ляв надолу) при активен отказ и след изключване на автопилота в 3-та секунда



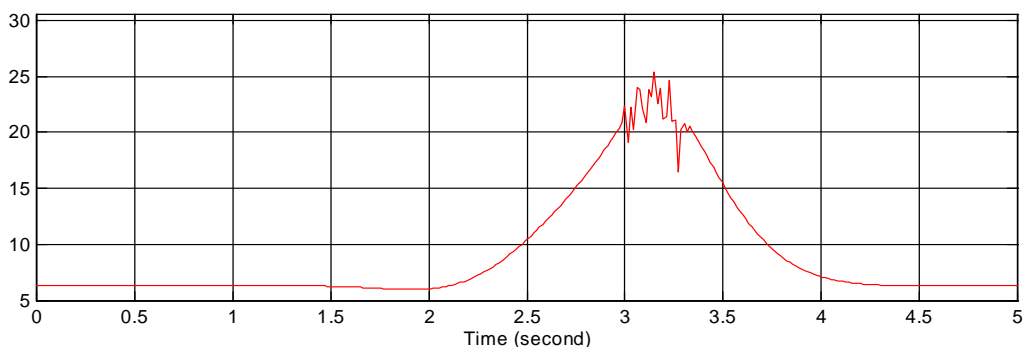
Фиг.3.16 Крен (в градуси).

За около 2 секунди самолетът след отказа се завърта надясно около надлъжната ос на $\gamma \approx 180^\circ$ и след изключване на автопилота от положение обърнат по гръб попада в условия за свредел.

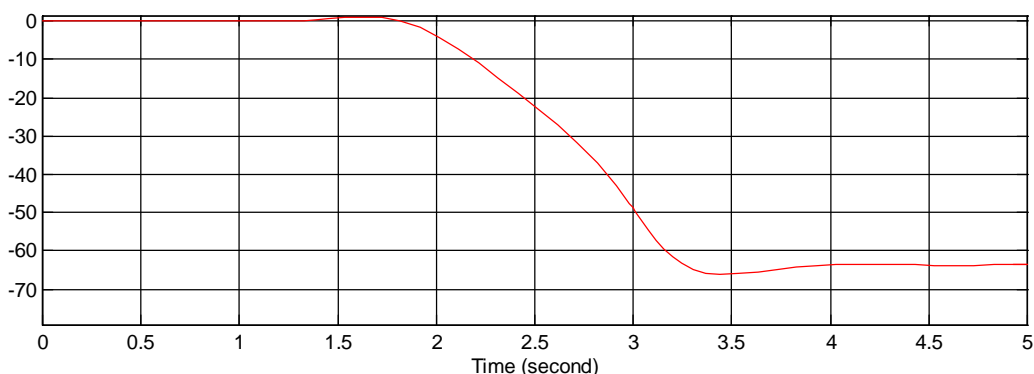


Фиг.3.17. Ъгъл на плъзгане $\beta=f(t)$ в градуси.

На втората секунда плъзгането достига $+14^\circ$ на дясно полукрило, постепенно намалява и при критичен ъгъл на атака (около 3секунда) със стойност около $+8^\circ$ може да провокира по-ранен срив на самолета на ляво полукрило и да прекрати първоначалното въртене надясно и дори да започне обратно въртене.



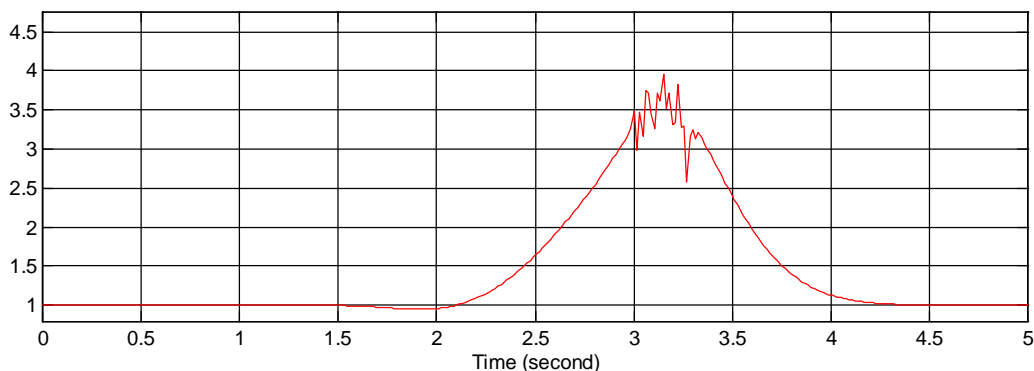
Фиг.3.18. Ъгъл на атака в градуси (критичен параметър). Около $t=3s$ самолетът попада в условия за свредел



Фиг.3.19. Ъгъл на тангажа в градуси

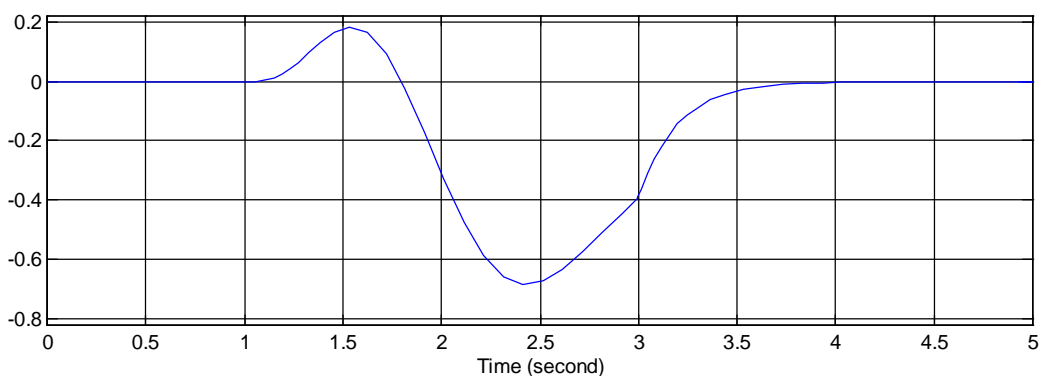
При завъртането надясно самолетът отпуска нос и намалява ъгъла на тангажа, което е причина работещият канал на автопилота по тангаж да

се стреми да го възстанови чрез отклонение на кормилото за височина „на кабриране” и с това провокира излизането на критичен положителен ъгъл на атака.

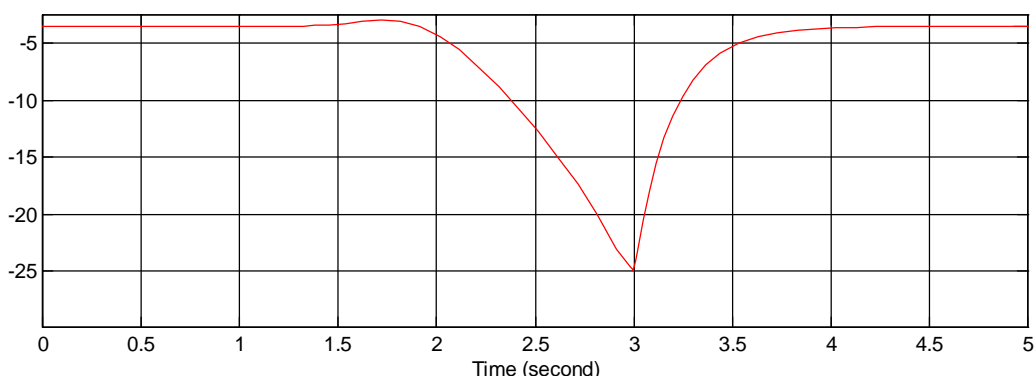


Фиг.3.20. Нормално претоварване n_y

В зависимост от конструкцията претоварвания $n_y = 3.5 \div 5$ могат да предизвикат разрушение на безпилотния самолет.



Фиг.3.21. Отклонение на кормилото за направление от автопилота (deg)



Фиг.3.22. Отклонение на кормилото за височина δ_v (deg) от работещия канал по тангаж на автопилота до $\delta_v = -25^0$ в третата секунда; след изключване на автопилота се връща към изходното си положение.

При активен отказ на елероните движението губи устойчивост, изразяващо се в енергично завъртане около надлъжната и напречна оси. Причината за това е работата на кормилото за височина след активния отказ на елероните. Още преди намесата на пилота-оператор в 3-та секунда за изключване на автопилота самолетът излиза на критични ъгли на атака (над 20°) поради отклонението на кормилото за височина в крайно положение „на кабриране” от работещия тангажен канал на автопилота и е със значително плъзгане от дясно. Пространственото положение на безпилотния самолет при попадането му в свредел е – самолетът е по гръб, но с надкритичен ъгъл на атака. Разполагаемото време на оператора е много малко ($t_{\text{разп}} \leq 2$ секунди). Ако операторът успее да изключи автопилота за това време и не се развие свредел, самолетът изпълнява спирално движение надясно с отпуснат надолу нос. Това е отказ с много голяма вероятност за неблагоприятен изход. От практическа гледна точка той в условията на полет извън зоната на видимост е непарируем. При достатъчна височина на полета парашутна система може да спаси безпилотния самолет от разрушение. Разрушение е възможно и преди падане на самолета поради високите стойности на нормалното претоварване - още в 5...10 секунда без намеса на оператора.

- При възможност да се визуализира картината по прибори в процеса на аварийната ситуация авиохоризонтът се върти и се колебае по тангаж в зоната на отрицателните ъгли на тангажа.

- Многократното повторение на моделираната ситуация формира образ на полета в съзнанието на оператора от типа ”наблюдение на самолета от земята”, който е потребен за бърза идентификация на ситуацията и задействане на аварийната парашутна система.

3.4. Формализация на процеса на обучение на Оператор

За нуждите на експерименталното изследване на реакциите на пилота, бе използвана, в качеството на виртуална среда, флайт-симулатор “X-Plane” на фирмата “Laminar Research”, САЩ. Симулаторът не се отличава с прецизна графика, но предлага реалистични модели на аеродинамика, динамика на полета, навигация по наземни радиолокационни средства и GPS, метеорологични условия, а така също и на две планети (Земя и Марс) с типичните параметри на техните атмосфери и гравитационни полета[178].

Едно от многото предимства на симулатора е САРПП, посредством която могат да се снемат параметри на полета в реално време. Многообразието от параметри варира от чисто тривиалните, действащи на планера

- сили, моменти, скорости и ускорения през параметрите на силовата установка
- обороти, налягане на работни течности, тяга, въртящ момент, агрегати авиониката
- VOR, DME, ILS, монитор EFIS, маркери, GPS, АРК и метеорологичните условия.

За реализация на настоящата задача бе проследено изменението на ъглите на тангаж, крен и рискание (входни параметри) и последващата реакция на пилота, а именно: изменение на кормило за височина, кормило за посока и елерони (изходни параметри). За опитен самолет бе избран Cessna 172SP. Причината за този избор е, че системата за управление е пасивна, центровката е предна и схемата на разположение на крилото – горноплощник, което осигурява допълнително напречна статична устойчивост на планера и улеснява управлението. Възложената задача на пилота е да се стреми да поддържа установен хоризонтален полет при фиксирани обороти на двигателя и стъпка на витлото, но под действието на страничен вятър.

След провеждане на едноминутен полет бе натрупан статистически материал от 500 измервания на посочените параметри.

3.5. Система за създаване на виртуална реалност

За симулиране на дейността на оператора голямо внимание е отделено на създаването на виртуална реалност на основата на различни софтуерни flight симулатори и елементите на самата виртуална система. (фиг.3.29). Това до голяма степен това замества математическото моделиране на оператора и обекта за управление, което значително намалява проблемите свързани с изследванията провеждани в реален мащаб на времето.

Системите за персонална потребителска виртуална реалност (VR) притежават специална периферия. Тя се разделя на периферия за подаване на входна информация и периферия за извеждане на информация. Входните периферни устройства се делят на две групи: устройства за локализация, които следят положението на потребителя и

устройства за управление, които предават неговите заповеди. Устройствата за следене се различават по начина на комуникация с рецепторите. При тях са важни полето на действие, интерференциите и забавянето. Те измерват позицията и ориентацията на глава, очи, ръце, тяло и др. Например от информацията за позицията и ориентацията на главата на потребителя, компютърът може да определи по какъв начин да възпроизведе виртуалния свят така, че той да се чувства част от него. При преместване на главата тракерът отчита движението и предизвиква промяна в извежданото изображение. С помощта на различни допълнителни устройства за управление (като мишка, ръкавици, джойстик, костюм и др.) потребителят има възможност да управлява виртуалната среда и да взаимодейства с виртуални обекти. 3D мишка. В системите за VR се използват специални 3D мишки, които могат да отчитат тримерно преместване, а някои са в състояние да предадат върху ръката на потребителя неравности от повърхности [255].

Друг пример за VR хардуер са 3D визьорите или т. нар. „Виртуални шлемове”. Графичното изображение се предава от видео контролера към очулярите на шлема, като движението на картината се управлява от отделен сензор, проследяващ движението на главата на потребителя. Самите шлемове са нестандартен хардуер и е необходима тяхната емуляция в програмната среда като стандартна периферия, например мишка или джойстик.



Фиг.3.29

Използването на интерактивно управление при синтеза на виртуална среда, задавана от специалист, би имала следните цели: създаване на типови и извънредни ситуации и комплексна оценка на реакциите на оператора; намиране на индивидуални методики за адаптация на ЧО в различни ситуации; управление на психофизиологичното натоварване в процеса на изследването; повишаване ефективността на работа на оператора със системите и приборите в различни режими. С използването на медикобиологичните средства пред лекарят-експерт се поставят цели като: оценка и анализ на психофизиологичните свойства на ЧО; въздействие на ЧО и оценка и анализ на резултатите; управление на състоянието на ЧО.

Изводи

1. Акцентът на моделирането на ЧО се премества категорично към когнитивната дейност на човека. Очевидна става необходимостта от нов – интегрален, комплексен подход за моделиране на човека-оператор съвместяващ плюсовете и достойнствата на двата подхода на “механистичното” и „вербалното” описание на двете парадигми на разглеждане, изследване и моделиране на ЧО.

2. Приведените резултати и изследването на всички параметри при типови полети (по кръга, виражи и др.) потвърждават, че идеята за управление чрез модел е работоспособна и може да бъде реализирана на практика от оператора от земята.

3. Разработвания комплекс за изследване на оператори позволява да се изследва човека като управляващо звено за получаване и регистриране на системни показатели, интерактивни към различни видове негови дейности. Теоретичната база за разработването му се основава на системния подход при моделиране на човек като управляваща система.

4. Виртуалната реалност може до голяма степен да замести математическото моделиране на обекта за управление, което значително намалява проблемите свързани с изследванията провеждани в реален мащаб на времето свързани с подбора, обучението и контрола на оператори на сложни системи.

ГЛАВА IV. ИЗПОЛЗВАНЕТО НА МАЛКИТЕ СПЪТНИЦИ В НАЦИОНАЛНАТА СИСТЕМА ЗА МОНИТОРИНГ

4.1. Обосновка на използването на МС

Както вече беше отбелязано в Глава I в концепцията за комплексен мониторинг за изображения с пространствено разрешение в диапазона от 30 до 50 m може много удачно да се използва национален или регионален спътник.

Изхождайки от това в Института за космически изследвания – БАН от няколко години се работи по тема „Балкансат” с Руската академия на науките предвиждаща теоретичното обосноваване и практическата му разработка и реализация на такъв спътник [4] [158].

От направеното досега проучване стигнахме до извода, че този спътник трябва да е в тегловния диапазон от 10 до 100 kg, т.е. микроспътник или както е прието да се казва на български “малък” спътник.

4.2. Определяне на предназначението на спътника

Предвиждаме използването на спътника да бъде насочено основно към наблюдение на земната повърхност, но не изключваме и възможността за изучаване на магнитосферата и йоносферата.

За успешното решаване на задачите свързани с предотвратяване на катастрофалните явления, а също така и разработването на програмата на работите по основните направления на космическите изследвания е необходимо да се осъществява[251]:

А. Мониторинг на пожарите и другите опасни явления и обекти на Земята.

Б. Мониторинг на атмосферата: контрол за разпределението и трендовете на парниковите газове (CO₂), детектиране на големи изпускания на опасни вещества в атмосферата.

С. Космическото време и наблюдение за състоянието на йоносферата, радиационните пояси и слънчевия вятър.

4.3. Определяне състава на специализираната апаратура

Изхождайки от изброените по-горе задачи може да се определи примерния състав на специализираната апаратура на малкия спътник „Балкансат” включващи[252]:

- Комплекс фотометрична апаратура – КФА
- Комплекс за атмосферни изследвания –КАИ.
- Магнитно-вълнови комплекс -МВК.

4.4. Избор на най-подходяща орбита за МС

При предварителни оценки на параметрите на орбитата в т.ч. и времето на съществуване на спътник с маса 50 kg, летящ по кръгова орбита на височина 800...900 km и площ $F_M=1 \text{ m}^2$ на мидела се свежда до определяне на полином за вертикален регрес, апроксимиращ наличните данни. Съответната процедура намира сумата от квадратите на вертикалните отклонения R^2 в множество от n зададени точки [185].:

$$(4.1) \quad R^2(x_i, a_{k+1}) = \sum_{i=1}^n [y_i - P^k(x_i, a_{k+1})]^2,$$

където P^k в случая е рационален полином от степен k с $k+1$ броя коефициенти (вкл. свободния член). Тази процедура в действителност не минимизира истинските отклонения от кривата на полинома (които отклонения биха се измервали по ординатата).

Условието за R^2 да е минимум гласи първите производни на R^2 спрямо всички коефициенти на полинома да са нули:

$$(4.2) \quad \frac{\partial}{\partial a_j} R^2(x_i, a_{k+1}) = -2 \sum_{i=1}^n [y_i - P^k(x_i, a_{k+1})] \frac{\partial}{\partial a_j} P^k(x_i, a_{k+1}) = 0,$$

където частната производна

$$(4.3) \quad \frac{\partial}{\partial a_j} P^k(x_i, a_{k+1}) = x_i^{j-1}, j \in [1 \div k+1]$$

Например, ако горните формули се приложат за рационален полином от втора степен, то се получава следната линейна алгебрична система относно коефициентите:

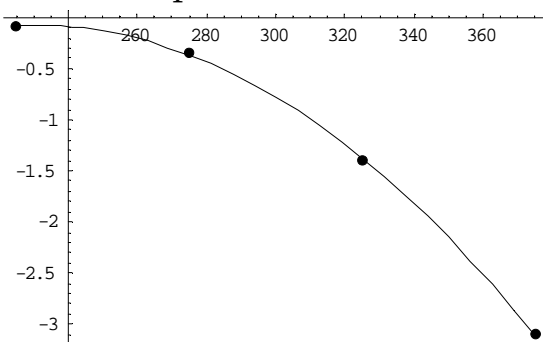
$$(4.4) \quad \begin{aligned} R^2(b, c, d) &= \sum_{i=1}^n [y_i - (b + cx_i + dx_i^2)]^2 \\ \frac{\partial}{\partial b} R^2(b, c, d) &= -2 \sum_{i=1}^n [y_i - (b + cx_i + dx_i^2)] = 0 \\ \frac{\partial}{\partial c} R^2(b, c, d) &= -2 \sum_{i=1}^n [y_i - (b + cx_i + dx_i^2)] x_i = 0 \\ \frac{\partial}{\partial d} R^2(b, c, d) &= -2 \sum_{i=1}^n [y_i - (b + cx_i + dx_i^2)] x_i^2 = 0 \end{aligned}$$

Системата може да се запише и в матрична нотация:

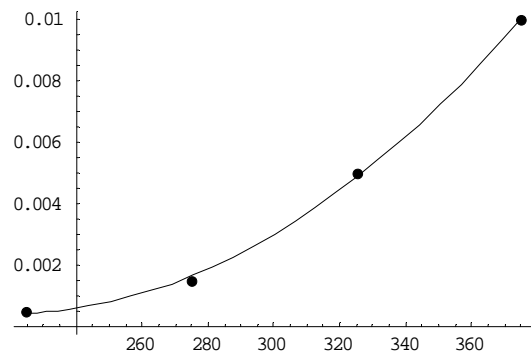
$$(4.5) \quad \begin{pmatrix} n & \sum_{i=1}^n x_i & \sum_{i=1}^n x_i^2 \\ \sum_{i=1}^n x_i & \sum_{i=1}^n x_i^2 & \sum_{i=1}^n x_i^3 \\ \sum_{i=1}^n x_i^2 & \sum_{i=1}^n x_i^3 & \sum_{i=1}^n x_i^4 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} b \\ c \\ d \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sum_{i=1}^n y_i \\ \sum_{i=1}^n x_i y_i \\ \sum_{i=1}^n x_i^2 y_i \end{pmatrix}$$

Тя се решава спрямо вектора $\|b, c, d\|^T$ след умножение с обратна матрица отляво.

От графиките на фиг. 4.4 и фиг. 4.5 се вижда, че точността на апроксимацията е задоволителна – кривите минават практически през зададените четири точки.



Фиг. 4.4. Графика на функцията $A_{th}=f(H, км)$, построена след апроксимация по зададените точки.



Фиг. 4.5. Графика на функцията $B_{th}=f(H, км)$, построена след апроксимация по зададените точки.

Времето за съществуване (от началната орбита до изгарянето на спътника в плътните слоеве на атмосферата) се определя по формулата:

$$(4.6) \quad t_{с\ddot{y}щ} = (A_{th} + B_{th}h) \frac{m}{F_m} \quad [\text{денонощия}]$$

За спътник с маса $m = 50 \text{ kg}$ и площ на мидела $F_m = 1 \text{ m}^2$ се получава:

- На кръгова орбита с височина 800 km $t_{с\ddot{y}щ} \approx 3042$ денонощия.
- За аналогична орбита на 900 km $t_{с\ddot{y}щ} \approx 5085$ денонощия.

Базовата орбита, на която следва да бъде изведен спътник, се подбира от типа на кръговите квазигеосинхронни орбити [6]. Те осигуряват приблизително преминаване на трасето на спътника на всяко следващо денонощие през трасето на предходното денонощие.

Ако височината на орбитата се намали от 900 km на 800 km трасетата се изместват денонощно на изток с приблизително 821.3 km. Територията на България има приблизителна дължина в посока изток-запад около 600 km и получаваната в предвиденото време информация ще бъде за райони на изток от България. Сеанси за България отново ще се получат, когато следващо трасе попадне върху нейната територия, а това може да става през около две-три денонощия в различно време от предвиденото. Следователно, регулярността на потребната от спътника информация се променя и това може да се приеме като ограничение в експлоатацията на този спътник за територията на България. За другите балкански страни информация ще постъпва с подобно нарушение на планирания синхрон[190].

От приведените разчети времето за реално използване на данни от спътника при орбити между 800 и 900 km е ограничено до 5.5 години. Тази цифра се обосновава с времето за снижение на орбитата между 900 и 800 km. Средната загуба на височина на денонощие в този диапазон на височините е 49 m/денонощие.

След това време спътникът започва да снижава орбитата си все по-бързо и като достигне 450 km му остава по-малко от година съществуване.

На височина под 200 km спътникът ще изгори, защото температурата на повърхността му на такива височини рязко започва да расте от кинетичното нагриване.

Сега най-рентабилните средства за извеждане на орбита на малки космически апарати (МС) се явяват Руските конверсионни ракети, които са снети от бойно дежурство и трябва да бъдат унищожени, в т.ч. и по метода на изстрелване в процеса на извеждането на полезен товар в космоса [260].

Най-използвани са следните типове ракети носители (РН):

- ракети носители: "Стрела", "Днепър", "Рокот", "Съюз", "Циклон-3", "Космос-3М";

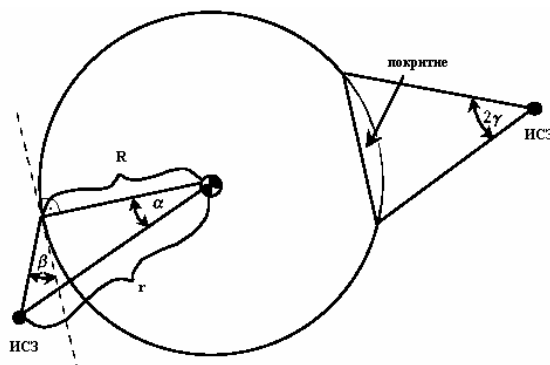
- френската ракета „Ариана-5“;

- американските ракети „Минтавър“ и „Пегасус“.

За извеждане на орбита може да се използва и попътен запуск на някой от програмите на търговската организация "Космотрас", която е специализирана за извеждане на орбита на микро и нано спътници с ракетите „Днепър“ или „Ариана-5“ на ЕКА.

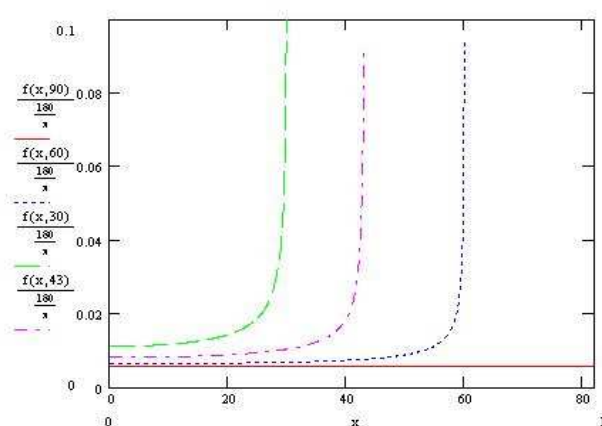
В. Определяне на териториалното покритие на изкуствен спътник на Земята, движещ се по кръгова орбита

На фиг. 4.9 е показана схема в орбитална равнина на движещ се по кръгова орбита ИСЗ. Съгласно чертежа, даден обект е видим за спътника, само ако възвишението на последния, погледнато от целта, е поне β [rad].



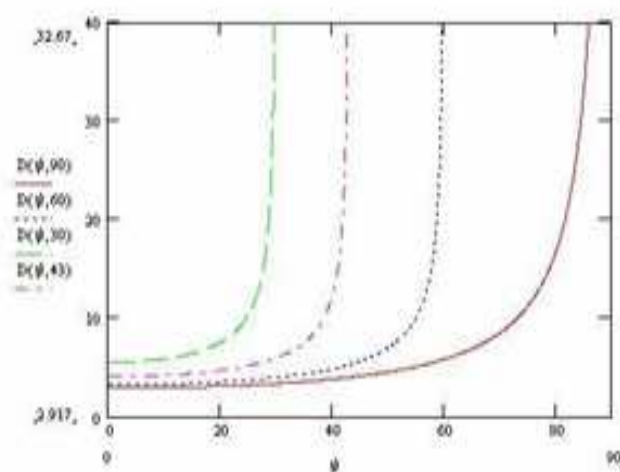
Фиг. 4.9. Кинематични елементи на полета в орбитална равнина.

На фиг. 4.11 е показана графика на плътностната функция на пребиваване на спътника на географски широчини, при различни инклинации на орбитата и за един сферичен градус ъглово покритие. Както се вижда „полярен” спътник ($I=90^\circ$) прекарва еднаква продължителност от време на всяка географска ширина. За географската ширина на България най-ефективната инклинация на орбитата е $I=43^\circ$, но това води до невъзможност за наблюдение на обекти намиращи се на по-голяма координата ψ .



Фиг. 4.11. Препиваване на спътника за различни инклинации на орбитата.

На фиг. 4.13 е изобразена зависимостта на средния брой откривания на целта на ден в зависимост от географската ширина, при инклинации на орбитата $I = (90, 60, 30, 43) \cdot \pi / 180$ [rad], ъгъл $\alpha = 17.571^\circ$ ($\beta=10^\circ$ – ниска орбита), обръщания на спътника $Q = 15$ (височина $H = 700$ km) и отчитане на въртенето на Земята. Като следствие от резултатите, изобразени на фиг. 4.10, и тук се вижда, че най-добрата орбита за откриване на цел с географска ширина $\psi_E = 43^\circ$, при равни други условия, е тази с ъгъл $I = 43^\circ$. В този случай обаче теоретичният среден брой преминавания над целта на ден монотонно клони към $+\infty$. В другия екстремален случай $I = 90^\circ$, над ψ_E (България) се преминава средно 3.984 пъти на ден. За примерен случай $I = 45^\circ$ изчисленията показват 14.85 среден брой преминавания над целта на ден, а за случай $I = 82^\circ$ 4.021 броя. За инклинации $I < 43^\circ$ математическият модел очаквано връща комплексен резултат.



Фиг.4.13 Среден брой откривания на целта за различни инклинации на орбитата

В този раздел е изложен статистически метод за определяне на средния брой откривания на цел върху Земята повърхност от ИСЗ, движещ се по кръгова орбита. Демонстриран е и детерминистичен метод за пресмятане на времето за пребиваване на спътника над целта. И при двата метода бе отчетено въртенето на Земята. Изложените числени резултати засягат различни комбинации между кинематичните параметри на полета на спътника и решават поставената задача за цел с географски координати на територията на България.

Г. Определяне на териториалното покритие на ИСЗ „БалканСат”.

В този раздел са представени резултатите от анализа на движението на изкуствен спътник на Земята по кръгова слънчевосинхронна орбита. Поставената задача е определянето на времето на пребиваване на наземната цел в обсега на бордовия сензор, както и брой пребивавания на целта в обсега в рамките на едно денонощие. Параметрите на орбитата съвпадат с проектите на ИСЗ „БалканСат”, а наземната цел е зададена на територията на гр. София. За нуждите на анализа е използван продуктът „Satellite Tool Kit” v. 6.0.0 на фирмата „Analytical Graphics, Inc” (САЩ).

Съображенията за избор на стойността на инклинацията следват от обстоятелството, че линията на възлите трябва да е фиксирана относно положението на Слънцето. Батин [Battin, 99] извежда формула, даваща връзка между изменението на възходящия възел с течение на времето и инклинацията на орбиталната равнина:

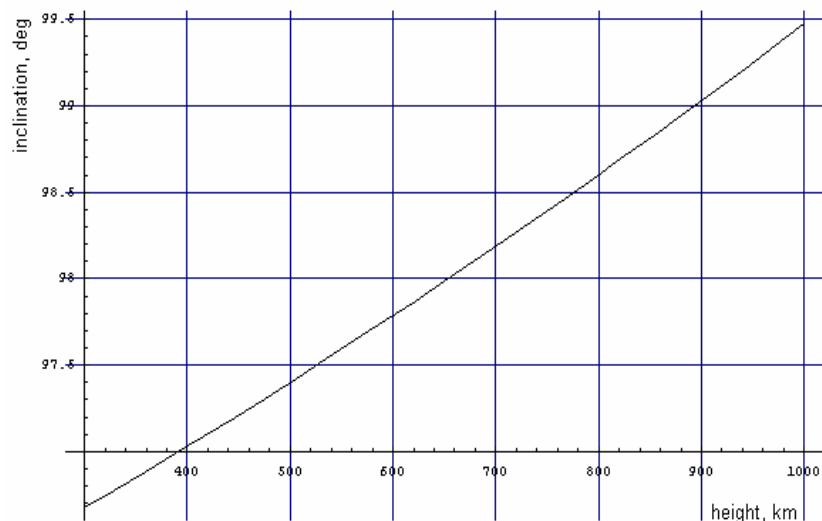
$$(4.23) \quad \frac{d\Omega}{dt} = -\frac{3}{2} J_2 \left[\frac{r_{eq}}{a(1-e^2)} \right]^2 \sqrt{\frac{\mu_E}{a^3}} \cos i$$

където $J_2 = 0.00108263$, $r_{eq} = 6378$ км е екваториалния радиус на Земята, $a/2 \approx r_{eq} + \text{височина}$ е главната ос на орбитата, $e = 0$ ексцентрицитет, $\mu_E = 398600.4418 \text{ km}^3/\text{s}^2$ е стандартен гравитационен параметър за Земята

Идеята, която се използва във формула (4.23), е да се приравни лявата страна $d\Omega/dt$ на главното движение на Земята около Слънцето. Последното се определя от израза:

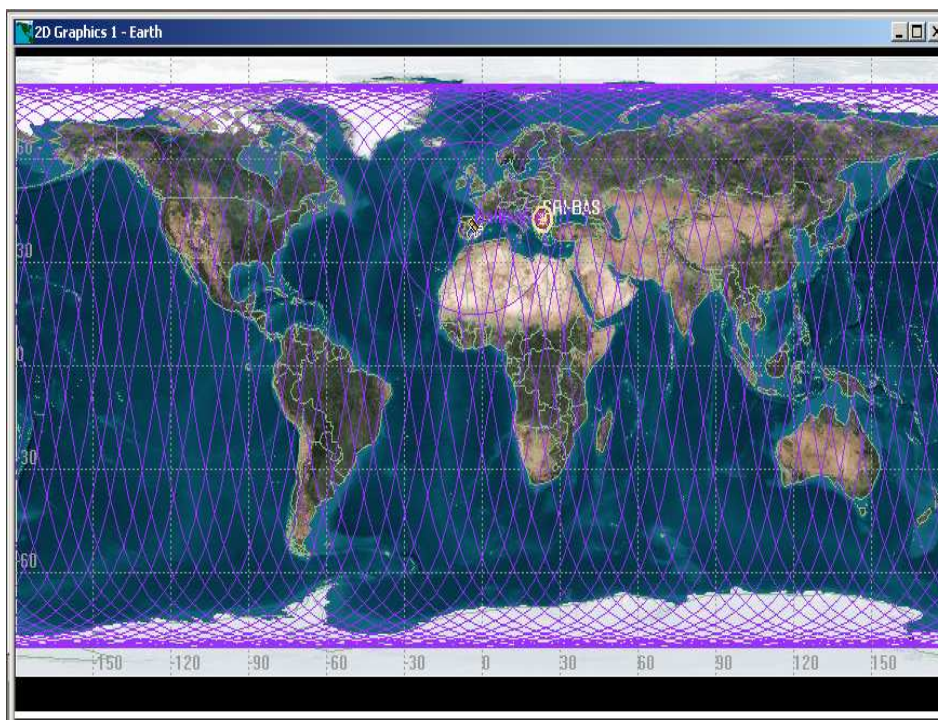
$$(4.24) \quad n_E = \sqrt{\frac{\mu_s}{a_E^3}} = \sqrt{\frac{132712438}{149600^3 * 10^6}} = 1.99094 * 10^{-7}, \text{ s}^{-1}$$

Като резултат се получава следната графика на зависимостта между необходимата за реализиране на слънчевосинхронна орбита инклинация на орбиталната равнина и височината на полета:



Фиг.4.15.

Движението на подсателитната точка в посочения интервал от време е изобразено на фиг. 4.16. Участъците от орбитата, в които целта попада в ползрението на бордовия сензор, са изобразени с дебела линия. На фигурата е показано и обзорното поле на спътника за текущите географски координати на подсателитната точка.



Фиг .4.16.

В следствие на проведената симулация се получи изчерпателна информация за времето на пребиваване на спътника в обзорното поле на сензора, стойности на деклинацията и ректасцензията при изгрев и залез на спътника, време на сеанса и др.

4.5. Модел на МС

За определяне на базисите за ориентацията е необходимо точното знание на координатите на МС на орбита на около Земята. Орбитата на МС може да се определя на Земята по редица наблюдения в различни точки от орбитата. Изчисляването на началните условия за построяването на орбитата на МС се публикуват в центровете за наблюдение за космическото пространство и се уточняват в центъра за управление на МС по данните, публикувани за началните условия, данните от радио контрола и орбитите и данните от навигационната апаратура на борда на МС.

4.5.1. Определяне на кинематичните параметри на орбитата на ИСЗ.

Положението в пространството на космически апарат, може да бъде определено чрез интегриране на диференциалните уравнения, описващи движението му. В настоящата работа е представен такъв алгоритъм, като обработката на наблюденията се отнасят за реален ИСЗ – „VANGUARD II”. Неговите параметри на орбитата са както следва: главна полуос 8317.7 км., ексцентрицитет 0.166, инклинация 32.88°, орбитален период 125.6 мин., височина на апогея 3320 км., височина на перигея 559 км.

Съгласно посоченото в [157], уравненията за движение на спътника се задават в матрична форма както следва:

$$(4.25) \quad \dot{\vec{X}} = F(\vec{X}, t),$$

където

$$(4.26) \quad \vec{X} = \|X \quad Y \quad Z \quad \dot{X} \quad \dot{Y} \quad \dot{Z} \quad \beta\|^T.$$

Във формула (4.26) \vec{X} означава вектор на състоянието, който съдържа три позиционни и три скоростни компоненти, а така също и β

– мерен вектор β , който е съставен от всички останали постоянни параметри. Следователно размерността на вектор \vec{X} е $n=6+m$.

С помощта на програмен продукт „Mathematica”® на фирмата „Wolfram Research” бяха получени следните изрази:

- Вектор на състоянието:

$$(4.60) \quad \vec{X}(t) = \left\| X \quad Y \quad Z \quad \dot{X} \quad \dot{Y} \quad \dot{Z} \quad \mu \quad X_s \quad Y_s \quad Z_s \right\|^T$$

- Първа производна, спрямо времето, на вектора на състоянието:

$$(4.61) \quad \dot{\vec{X}}(t) = F(\vec{X}, t) = \left\| \dot{X} \quad \dot{Y} \quad \dot{Z} \quad -\frac{\mu X}{|\vec{r}|^3} \quad -\frac{\mu Y}{|\vec{r}|^3} \quad -\frac{\mu Z}{|\vec{r}|^3} \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \right\|^T$$

- Матрица коефициенти във векторната форма на уравнението на състоянието:

$$(4.62) \quad A(t) = \left[\frac{\partial \dot{\vec{X}}(t)}{\partial \vec{X}} \right]^* = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\mu}{|\vec{r}|^3} + \frac{3\mu X^2}{|\vec{r}|^5} & \frac{3\mu XY}{|\vec{r}|^5} & \frac{3\mu XZ}{|\vec{r}|^5} & 0 & 0 & 0 & -\frac{X}{|\vec{r}|^3} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{3\mu YX}{|\vec{r}|^5} & -\frac{\mu}{|\vec{r}|^3} + \frac{3\mu Y^2}{|\vec{r}|^5} & \frac{3\mu YZ}{|\vec{r}|^5} & 0 & 0 & 0 & -\frac{Y}{|\vec{r}|^3} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{3\mu ZX}{|\vec{r}|^5} & \frac{3\mu ZY}{|\vec{r}|^5} & -\frac{\mu}{|\vec{r}|^3} + \frac{3\mu Z^2}{|\vec{r}|^5} & 0 & 0 & 0 & -\frac{Z}{|\vec{r}|^3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}^*$$

- Вектор на наблюденията и елементи на вектор $G(\vec{X}_i, t_i)$:

$$(4.63) \quad \vec{Y}(t) = \left\| \rho \quad \Omega \quad \theta \quad \dot{\rho} \quad \dot{\Omega} \quad \dot{\theta} \right\|^T,$$

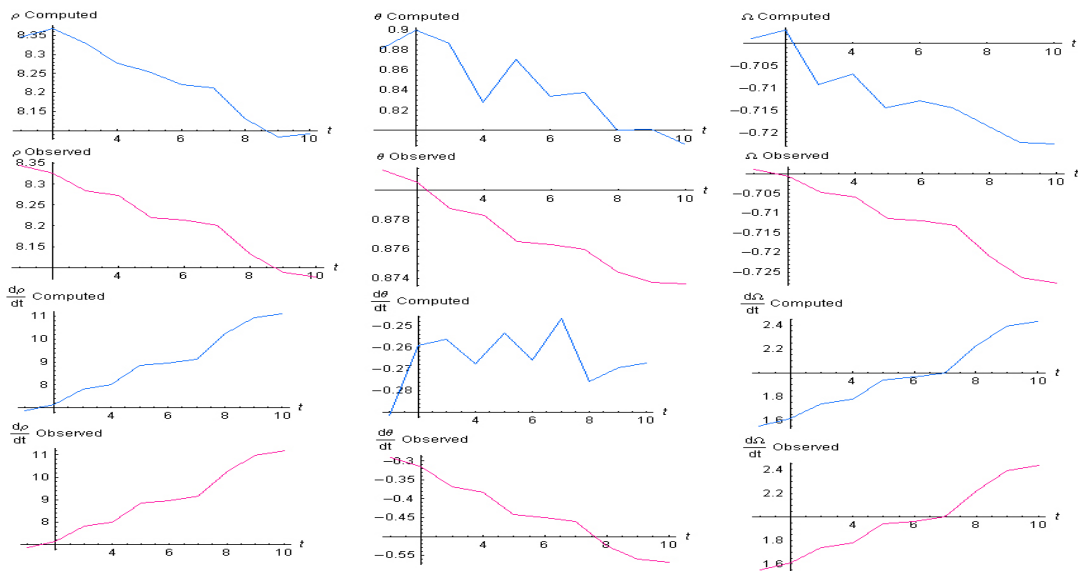
$$|\vec{\rho}| = \sqrt{(X - X_s)^2 + (Y - Y_s)^2 + (Z - Z_s)^2}, \quad \Omega = \arctg \frac{Z - Z_s}{X - X_s},$$

$$\theta = \arccos \frac{Y - Y_s}{|\vec{\rho}|};$$

- Матрица на наблюденията:

$$(4.64) \quad \tilde{H} = \begin{pmatrix} \frac{\partial|\bar{\rho}|}{\partial X} & \frac{\partial|\bar{\rho}|}{\partial Y} & \frac{\partial|\bar{\rho}|}{\partial Z} & \frac{\partial|\bar{\rho}|}{\partial\dot{X}} & \frac{\partial|\bar{\rho}|}{\partial\dot{Y}} & \frac{\partial|\bar{\rho}|}{\partial\dot{Z}} & \frac{\partial|\bar{\rho}|}{\partial\mu} & \frac{\partial|\bar{\rho}|}{\partial\theta} & \frac{\partial|\bar{\rho}|}{\partial\theta} & \frac{\partial|\bar{\rho}|}{\partial\theta} \\ \frac{\partial\dot{\rho}}{\partial X} & \frac{\partial\dot{\rho}}{\partial Y} & \frac{\partial\dot{\rho}}{\partial Z} & \frac{\partial\dot{\rho}}{\partial\dot{X}} & \frac{\partial\dot{\rho}}{\partial\dot{Y}} & \frac{\partial\dot{\rho}}{\partial\dot{Z}} & \frac{\partial\dot{\rho}}{\partial\mu} & \frac{\partial\dot{\rho}}{\partial\theta} & \frac{\partial\dot{\rho}}{\partial\theta} & \frac{\partial\dot{\rho}}{\partial\theta} \\ \frac{\partial\ddot{\rho}}{\partial X} & \frac{\partial\ddot{\rho}}{\partial Y} & \frac{\partial\ddot{\rho}}{\partial Z} & \frac{\partial\ddot{\rho}}{\partial\dot{X}} & \frac{\partial\ddot{\rho}}{\partial\dot{Y}} & \frac{\partial\ddot{\rho}}{\partial\dot{Z}} & \frac{\partial\ddot{\rho}}{\partial\mu} & \frac{\partial\ddot{\rho}}{\partial\theta} & \frac{\partial\ddot{\rho}}{\partial\theta} & \frac{\partial\ddot{\rho}}{\partial\theta} \end{pmatrix}^*$$

Поради сложността и обема на изразите за $\bar{\rho}$, $\dot{\theta}$ и $\ddot{\Omega}$ са показани само графичните резултати (фиг.4.20).



Фиг. 4.20. Измерени и обработени стойности на кинематични параметри на орбитата.

Алгоритъмът за обработка на наблюденията, въз основа на посочената в изложението теория, се повтаря за всички проведени наблюдения и, в следствие, се итерираща до постигане на сходимост за стойността на оценката \hat{x}_i . Въз основа на него бяха проведени серийни пресмятания, за десет точки от орбитата на спътника, със сто итерации. Резултатите са изобразени на фиг. 1. Използвани са координатите на наземната станция в град Форталеза, Бразилия: 3.8516° южна ширина и 38.4256° западна дължина.

В настоящата работа е изложен метод за определяне на кинематичните параметри на орбити на изкуствен спътник на Земята въз основа на наблюдения. Основна характеристика на метода е линеаризирането на системата уравнения, описваща движението на спътника. Следователно, решението на тези уравнения се отнася само за малки отклонения от предварително зададена реперна траектория.

В процеса на работа бе използван линеен метод на най-малките квадрати за оценка на началните стойности на разликата във вектора на състоянието (вж. (34)). По същество това е най-елементарният подход за свързване на векторите \bar{x} и \bar{y} . Съществуват и други разновидности на метода, като например последователен и пакетен със или без използване на тегловни функции. Най-добри резултати се постигат с използването на т. нар. Калманов филтър, тъй като той е сравнително най-точен и, следователно, е за предпочитане.

За бордовите алгоритми на ускорението от светлинното налягане може да се пренебрегне.

Влиянието на смущенията от Слънцето и Луната е сравнимо със смущаващите ускорения от началния хармоник на притеглянето от Земята, при това смущението от Луната превъзхожда Слънчевото примерно два пъти. Съвместните лунни и слънчеви смущения довеждат до дългопериодично изменение на параметрите на орбитата с период на колебания от няколко месеца до 84 години.[201]

Ако не се отчитат в течение на едно денонощие смущаващото влияние на Луната и Слънцето при изчисляване на траекторията на МС може да доведе до грешка от няколко стотици метра.

Затова в разчетите на координатите на МС е необходимо да се отчитат първите хармоници на гравитационното поле на Земята и смущенията от Луната и Слънцето.

4.5.2. Предварителни оценки на смущаващите моменти на СОС

Използването в системата за ориентация на МС „Балкансат”, освен механичните моменти, създавани от УДМ с използването на активни принципи на управление, в качеството на управляващи моменти на жироскопичните, гравитационните и магнитните изискват точно отчитане на действащи на МС външни смущения и на първо място аеродинамичния момент и момента от слънчевото налягане.

Големината на силите и моментите от аеродинамичните сили и слънчевото налягане зависи от много фактори (височината на полета, формата на МС, коефициента на отражение и фактора повърхност на елементите на конструкцията на КА и т.н.).

- Сила на земното притегляне при различни допускания относно изчерпателността на описанието на гравитационното поле на Земята (централно, нормално, с отчитане на зонални хармоници или с отчитане на ред пълни хармоници в аномалната част на полето);

- Съпротивление на земната атмосфера (с или без отчитане на нейния променлив характер);

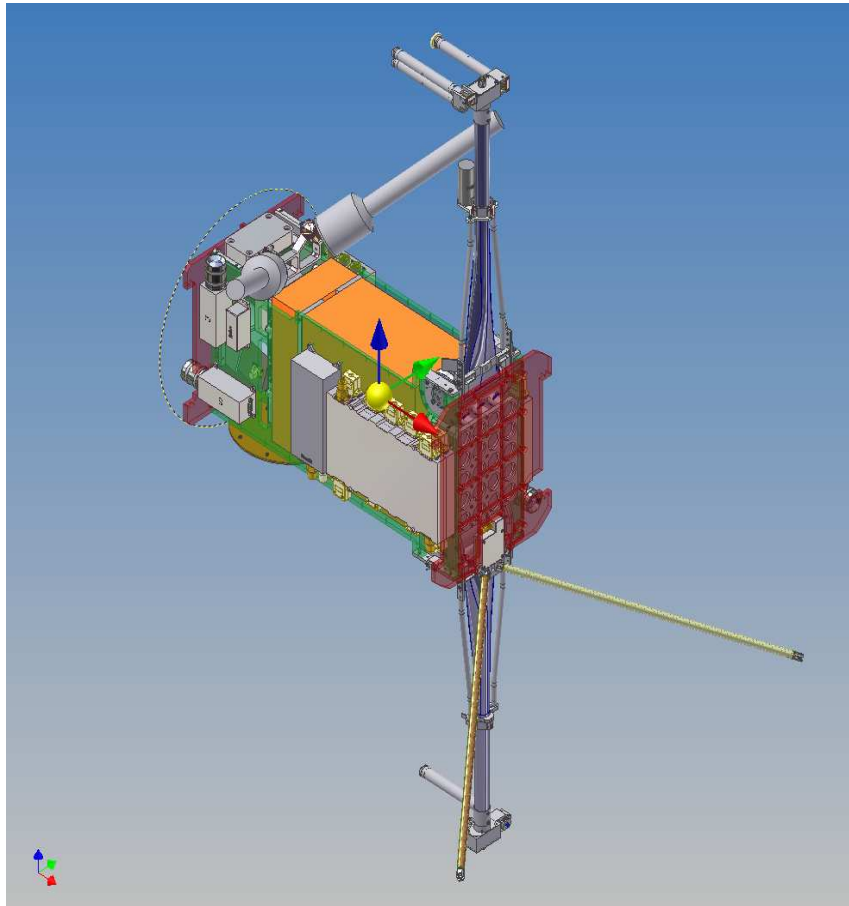
- Гравитационни смущения от Луната и Слънцето;

- Светлинно налягане (с или без отчитане на сянката).

Изборът на необходимата система сили се определя от вида на орбитата и изискваната точност на разчетите. За удобство при съгласуването и обезпечаването на идентичността на извършваните серийни пресмятания, възможни са няколко варианта за задаване на силите, които са показани на Таблица 1. В тази таблица са указани също възможните координатни системи (или орбитални елементи), за които се образуват диференциалните уравнения на движението при следващ разчет на навигационната информация. В Приложение 4.2 са дадени уравненията за движение на спътника в Гринуична относителна координатна система.

4.6. Избор на микроспътникова платформа.

От анализа, който сме направили на съществуващите малки спътници и отчитайки проекта „Балкансат”, който изпълняваме с Института за космически изследвания на Руската академия на науките, сме се спрели на възможността да използваме, като базова платформа микроспътника „Чибис” (ескиз на външния вид на който е показан на фиг.4.20), който вече е летял и в момента е изведен на орбита с товарния кораб „Прогрес”, осигуряващ Международната Космическа Станция (МКС) [224].



Фиг.4.20

4.7. Избор на състава на служебните системи.

Служебните системи на МС в най-общия случай са следните [252]:

- Система за електрозахранване (СЕЗ) ;
- Система за триосна ориентация и стабилизация (СОС);
- Система за терморегулиране;
- Система за измерване на температурата;
- Командни и телеметрични радиолинии;
- Система за събиране, обработка на информацията и управление.

Поради големия обем и многообразие на служебните системи, в настоящата работа са анализираме и синтезираме само първите две

Създаването на СЕЗ за кратки срокове от началото на разработката до готово изделие може да се осигури само за сметка на използването на вече разработени в вече елемент на основните съставни части на СЕЗ при необходимото и своевременно финансиране и материално-техническо снабдяване.

Използването на слънчевите батерии на базата на фотоелектрично преобразуване на слънчевата енергия в електрическа и използването на батерии от химически акумулатори на електроенергия е най-приемливо за проектирания МС.

Зададеният наклон на плоскостта на орбитата към плоскостта на екватора показва необходимостта от създаването на универсална СЕЗ, която трябва да осигурява необходимото енергозахранване на МС, постоянно променящ ориентацията си по отношение на Слънцето.

В съвременните СЕЗ на КА с продължителен срок на активно съществуване най-широко приложение са намерили херметичните никел-кадмиеви и никел-водородни БХА [252].

4.7.1 Система за ориентация и стабилизация

А. СОС е служебна система на МС „Балкансат” и решава следните задачи:

Демпфиране на ъгловите скорости на МС и ориентация на панелите на слънчевите батерии (СБ) в направление към Слънцето след извеждането на МС на работна орбита и отделянето на средствата за извеждане на орбита (времето за успокоение и привеждане на ориентацията на панелите на СБ към Слънцето се определя на етапа на идейния проект).

Обезпечаване на програмно развъртане на МС относно избраната координатна система.

Подаване на информация за ъгловото положение на МС относно избраната координатна синхронно с информацията от целевата апаратура на наземния пункт за приемане и обработка на тази информация.

В. Основните изходни данни за разработване на СОС.

СОС на МС „Балкансат” трябва да функционира на кръгова орбита с височина 800км и наклонение 97° .

СОС се състои в най-общия случай от:

- Подсистема за определяне на ъгловото положение на МС, определящо параметрите на ориентацията му относно избраната координатна система;

- Подсистема за управление на ориентацията, удържаща свързаните оси на МС относно осите на избраната координатна система.

В състава на СОС в най-общия случай трябва да влизат следните прибори:

- двукоординатен датчик на Слънцето 1 бр. (2 оптически блока);
- звезден датчик 1 бр
- блок влакно-оптични измерватели на ъгловите скорости-1 бр
- магнитометър - 2 бр.
- електромагнитно устройство - 3 бр.
- едноосов управляващ маховик - 3 бр.
- изваждаща се гравитационна щанга - 2 бр.
- блок за управление на СОС -1 бр.

Г. Динамични характеристики на СОС. Режими на работа на СОС.

При решаване на възложените на СОС задачи, системата функционира в следните режим:

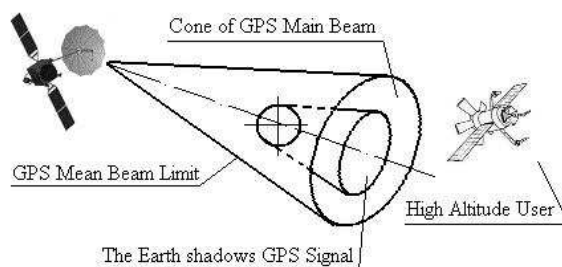
- режим на демпфиране(РД);
- режим на ориентация по Слънцето (РОС);
- режим на триосна ориентация (РТО);
- режим на гравитационна ориентация (РГО).

• Режим на демпфиране:

РД е предназначен за успокоение на МС, т. е. за гасене на ъгловите скорости на въртене на МС, възникнали при отделянето на МС от средствата за извеждане на орбита.

4.8. Прогнозиране на орбитата при излизане на спътниците от обсега на GPS сигналите

Използването на GPS услуга от потребители на голяма височина би могло да бъде съпроводено от значителни проблеми [40]. Покритието е ограничено и силата на сигнала като правило пада. Все пак съществуват различни варианти за точна навигация на тези сателити, например употребата на релейна радиовръзка или получаване на сигнал от страна на земното кълбо, към която има пряка видимост. Ситуацията е изобразена на фиг. 4.21. В случай на загуба на сигнал, възможен изход от ситуацията би бил сателитът да се насочва чрез изчисляване на параметрите на полета. Задачата е по-сложна поради различните смущения, които трябва да се имат в предвид, в случай че се увеличава изчислителната точност.



Фиг. 4.21. Постановка на задачата за прогнозиране на орбита на ИСЗ

Заради малките габаритни размери на сателита, неговата орбита са влияе не само от гравитационната сила (на Земята или друга планета), но и от атмосферното съпротивление и светлинно налягане. Последните не оказват влияние върху движението на небесните тела. Най-големият фактор, въздействащ на движението на сателита, е съпротивлението на земната атмосфера и несферичната форма на Земята. Под влиянието на атмосферното съпротивление, орбитата постепенно намалява своя размер, т. е. наблюдава се вековно намаляване на голямата полуос и ексцентрицитета, по такъв начин, че височината на перигея намалява в по-малка степен от тази на апогея. Като следствие, орбиталният период намалява, а видимото движение на спътника се увеличава. Тези промени се наблюдават толкова по-често, колкото е по-малка височината на сателита. В случай на кръгова орбита на височина $150 \div 160$ и по-малко, описаните промени се оказват толкова интензивни, че сателитът не успява да направи пълен оборот и пада на Земята. Сплестнатостта на Земята в полюсите афектира орбитата главно по два начина: въртене на орбиталната равнина около оста на въртене на Земята и въртене на орбитата в нейната равнина (движение на перигея). Първият ефект се реализира в посока, обратна на движението на сателита. Кръговата честота на линията на възлите би била равна на нула, ако орбиталната равнина е перпендикулярна на екваториалната. Направлението на движение на перигея зависи от инклинацията и би съвпаднало с направлението на движение на сателита ако наклонението $i < 63^{\circ}26'$ и обратно.

4.9. Предварителната оценка на обема на финансирането, което е необходимо за реализацията на Проекта.

4.9.1. Ефективност на работата на спътника.

При изследване на операции с различни способности за получаване на информация за земната повърхност чрез наблюдение (или фотографиране) се използва обобщен индекс “ефективност – стойност” или неговата обратна величина.

Параметърът „стойност на един час работа на спътника” по територията на България ще струва S (\$/час) = $1221000/0.095 = 12817475$ \$/час.

Индексът “Ефективност-стойност” $I=E/S = 1165225 / 12817475=0.09$ $\text{km}^2/\$$. при използване на данни от SPOT

Понякога се използва обратната величина на този индекс в размерност ($\$/\text{km}^2$):

$$(4.74) \quad 1/I = S/E = 11.1 \quad [\$/\text{km}^2]$$

Като сравнение, при операция за еднократно въздушно фотографиране, индексът $I=E/S$ за добиване на информация за дистанционни изследвания с хеликоптер Bell 206 е от порядъка на $I_{\text{Bell 206}} = 0.42 \text{ km}^2/\$$, а за специализиран самолет от военното разузнаване $I_{\text{MirageIVP}} = 0.1 \text{ km}^2/\$$, изчислени по актуални цени на петрола и известна структура на разходи за операция аерофотографиране с мащаб $M=1:10000$ на полигон с размери 60 км x 60 км. При безпилотните самолети индексът $I_{\text{БЛА}} = E/S = 0.162 \text{ km}^2/\$$.

Стойността на проект за създаване на космически апарат се оценява по класически икономически методи (калкулиране на всички разходи по пера или при известна структура на разходите по специфичните разходи на едно перо). Последният метод за предварителни оценки е по-малко рискован за грешки защото е прост и евентуалните грешки по различните пера на разходите не се наслагват. Той може да бъде илюстриран с пример. Ако са известни разходите за материали, апаратура и комплектуващи изделия $S_{\text{апаратура}}$, които се закупуват, то при предположение, че в общата структура на разходите те са 50% (специфичният разход за апаратура е $\bar{S}_{\text{апаратура}} = 0.5$), общата стойност на разходите

$$(4.75) \quad S = S_{\text{апаратура}} / \bar{S}_{\text{апаратура}}$$

Изводи

1. Изборът за разработка на микроспътник, като елемент на националната система за мониторинг съответства на все по-убедително налагащата се в последните години тенденция за преминаване от големите и тежки спътници към малките високотехнологични спътници, както и на икономическата целесъобразност.

2. Изхождайки от задачите, които възлагаме на микроспътника орбитата му трябва да слънчево синхронна, кръгова с период на обръщение 92 мин. и наклонение 97° .

3. От направените разчети времето за реално използване на данни от спътника при орбити между 800 и 900 км е ограничено до 5.5 години. Тази цифра се обосновава с времето за снижение на орбитата между 900 и 800 км.

4. Съвместните лунни и слънчеви смущения довеждат до дългопериодично изменение на параметрите на орбитата на спътника с период на колебания от няколко месеца до 84 години. Ако не се отчете в течение на едно денонощие това смущаващото въздействие грешката при изчисляване на траекторията на МС ще е няколко стотин метра. Затова в разчетите е необходимо да се отчитат първите хармоници на гравитационното поле на Земята и смущенията от Луната и Слънцето.

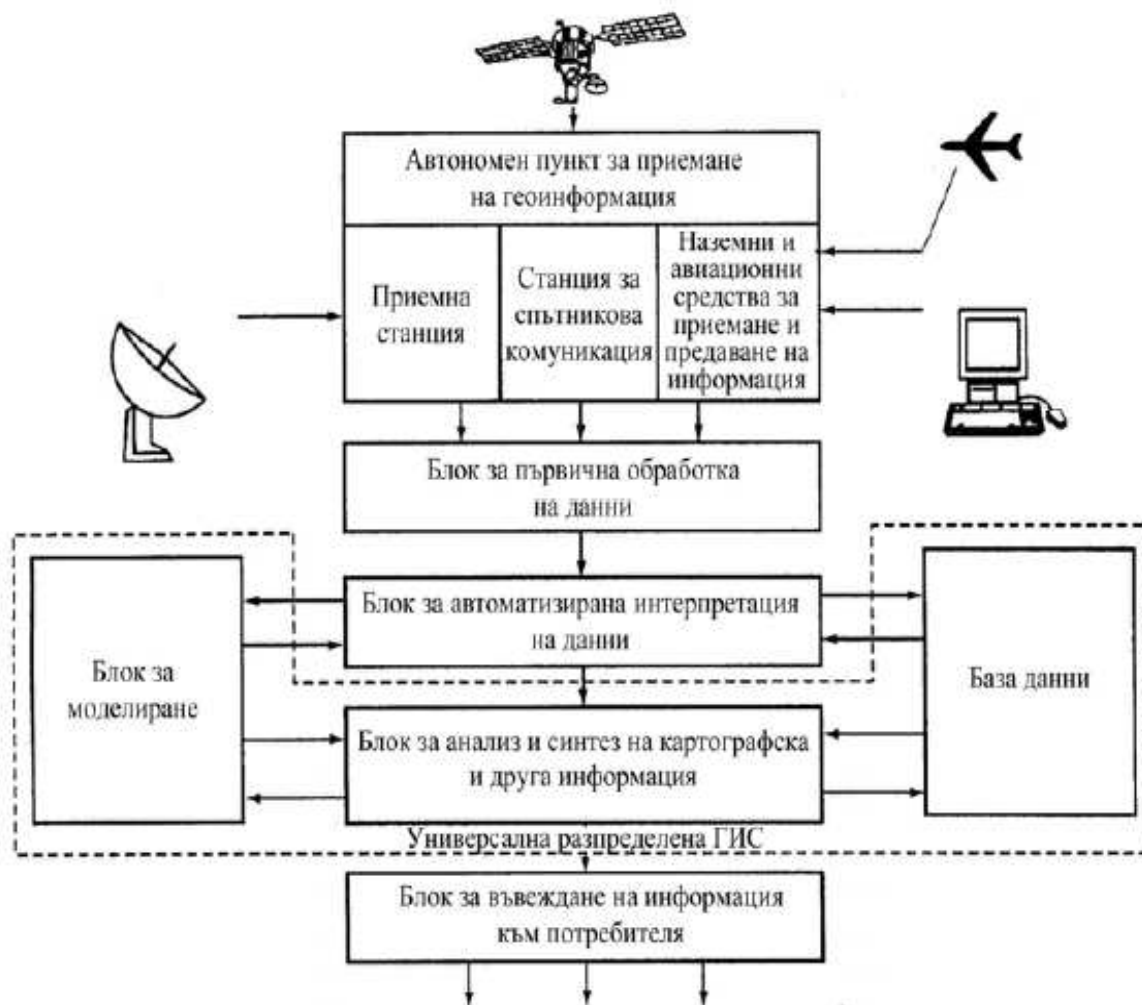
5. Сега най-рентабилните средства за извеждане на орбита на малки космически апарати (МС) се явяват Руските конверсионни ракети, които са снети от бойно дежурство и трябва да бъдат унищожени, в т.ч. и по метода на изстрелване в процеса на извеждането на полезен товар в космоса.

6. Финансирането на проекта „Балкансат” може да се осъществи за сметка на проекти по националните програми за развитието на образованието и високите технологии и също така с инвестиции от частни и държавни компании. Правят се също предложения по 7 Рамкова програма и Оперативните програми на Правителството и ЕС.

ГЛАВА V. ЦЕНТЪР ЗА АЕРОКОСМИЧЕСКА ИНФОРМАЦИЯ

5.1. Състав на центъра за аерокосмическа информация

Както беше анализирано в Гл.1 създаването на националната система за мониторинг може да се осъществи на базата на реализацията на предложената концепция, включваща изграждане на национален център за аерокосмически мониторинг – фиг.5.1 [199].

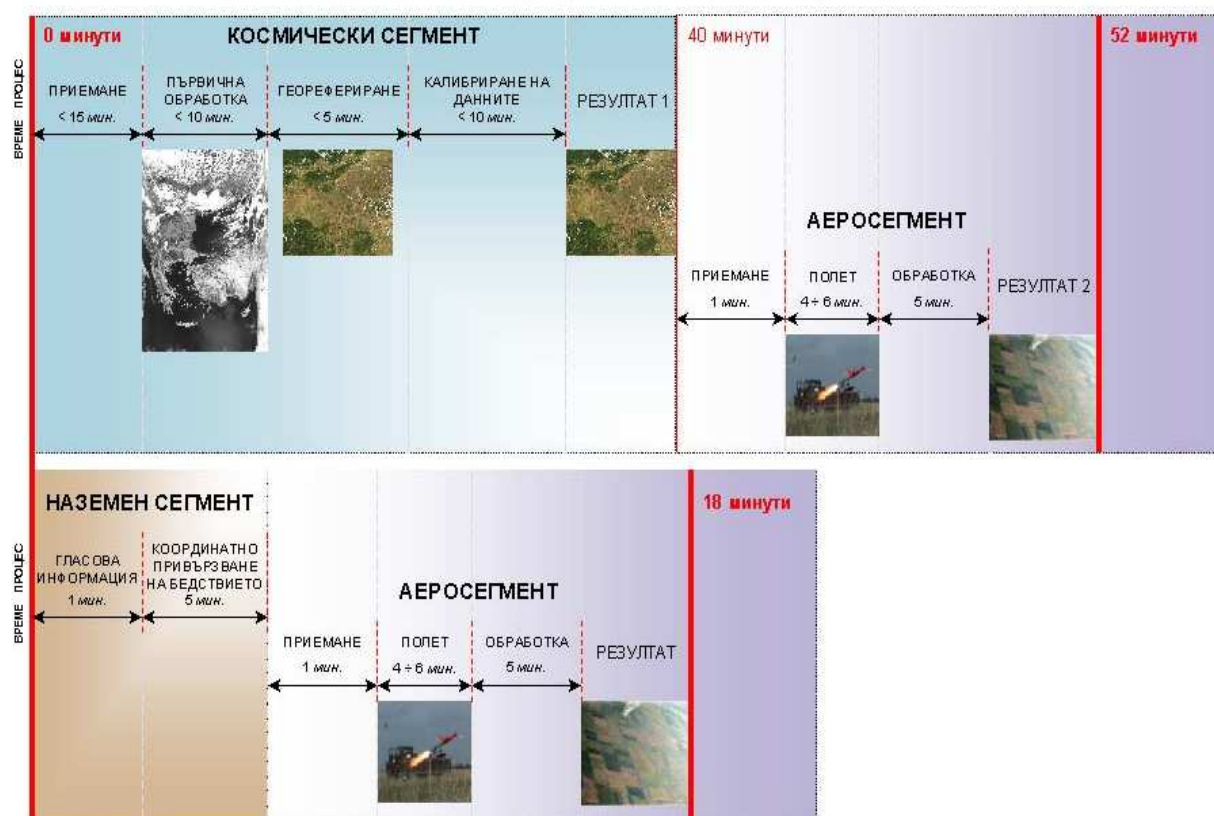


Фиг. 5.1

За приемна станция на центъра се спряхме на Базовата конфигурация на комплекса УниСкан™-24, който позволява приемането не само на данни от спътника Terra и Aqua, и на данни от други спътници за които е необходимо обаче допълнително програмно осигуряване и заплащане на съответния лиценз.

5.2. Стратегията за използване на мултипространствени данни в различни времеви интервали.

Стратегията за прогнозиране и контрол на природни и техногенни бедствия се основава на принципа на минимално време за откриване, идентификация и разпознаване на събитието, с цел приемане на оптимално решение за овладяване и контрол на възникналата ситуация. Реализацията на тази стратегия се базира на използване на мултипликативен вид пространствени данни в различни времеви интервали и тяхната корелация в конкретно дефинирани времеви моменти. На фиг.5.2 схематично е показан принципът, по който се осъществява предложената стратегия.

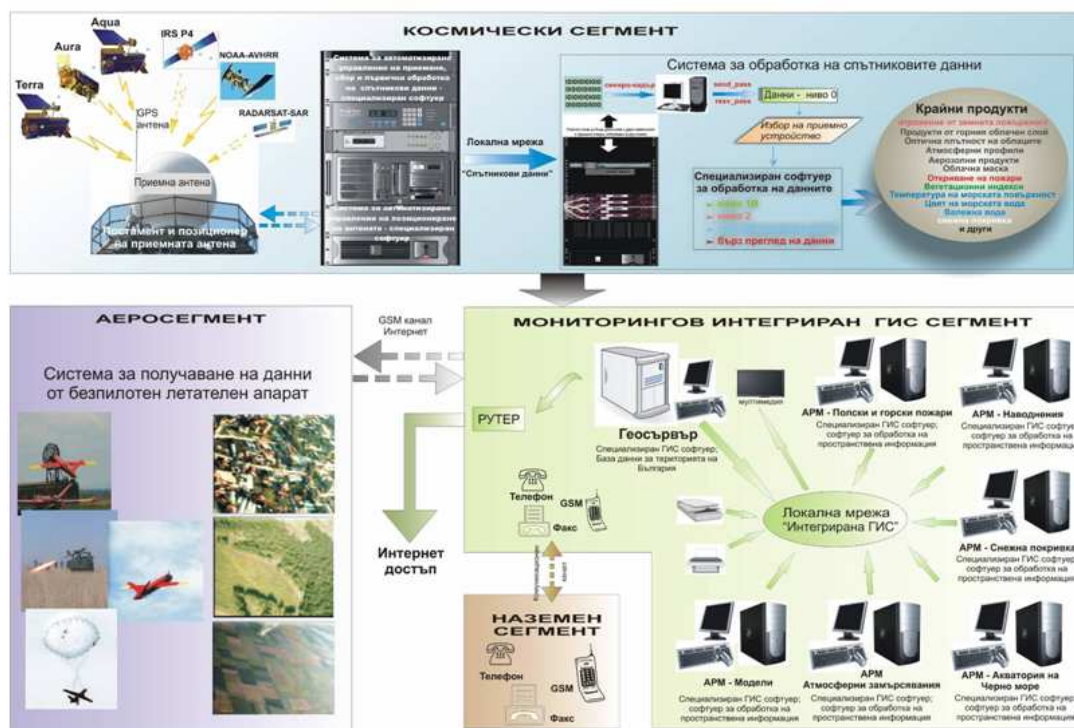


Фиг.5.2 Реализация на стратегията за използване на мултипространствени данни в различни времеви интервали

5.3. Избор на приемната станция.

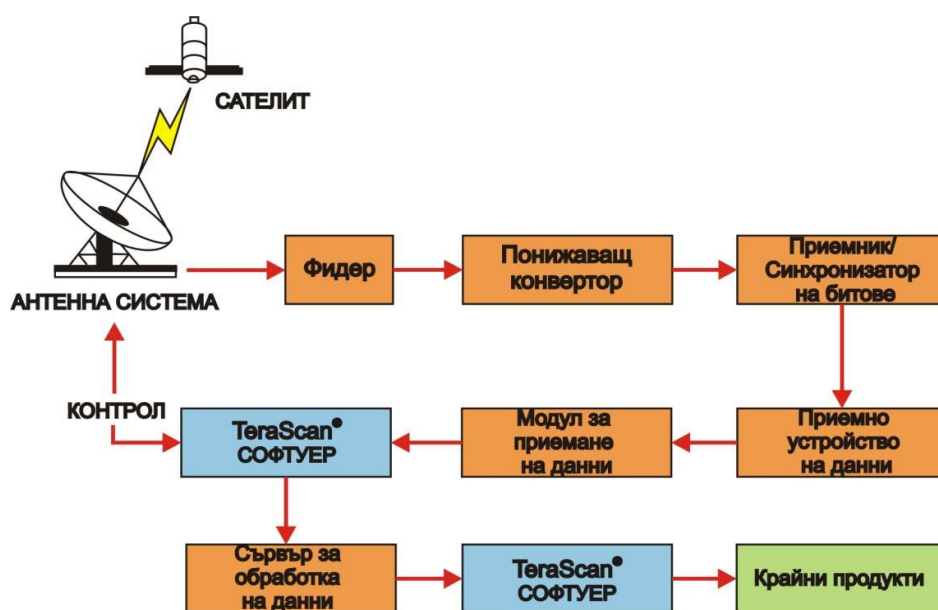
На базата на тази стратегия е синтезирана структурата на Център за аерокосмическо наблюдение, която е представена на фиг.5.3. Предлаганата архитектура позволява да се приемат данни в реално или близко до реалното време за територията на страната и трансграничните райони при възникване на природни и техногенни бедствия.

Приемането на информация може да се осъществява от три независими източника: космически, аеро и наземен сегмент.



Фиг. 5.3. Архитектура на Център за аерокосмическо наблюдение

Структурата на системата TeraScan включва необходимия хардуер и софтуер за получаване на данни от спътници за дистанционно изследване на Земята и обработка на тези данни за получаване на стандартни и дефинирани от потребителя продукти (Фиг.5.4).



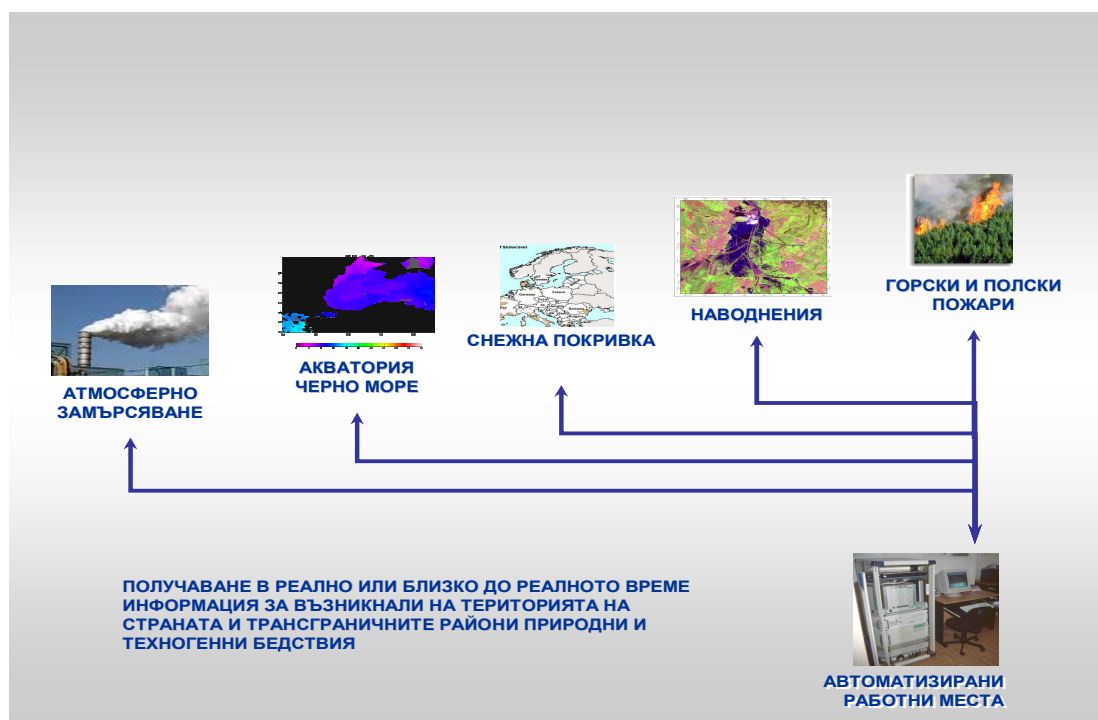
Фиг. 5.4 Блокова схема на системата TeraScan

5.4. Георефериране на данните

Важна стъпка в процеса на генериране на изображения е географската привръзка на данните, т.е., преобразуването на проекцията от данни, получена от сензора, в стандартна географска проекция. Географската привръзка винаги е била силното място на софтуера TeraScan – тя се извършва автоматично като елемент от стандартните програми за обработка.

TeraScan използва „изчислени“, а не „запаметени“ данни за географското положение. Всяко непроектирано множество от данни за изображения съдържа информация за геометрията на сензора и орбитата на спътника, която дава възможност за изчисляване на неротирани и ротирани изображения: географски изчисления (X, Y: ширина, дължина). Освен това, за всеки пиксел от изображението, дори след репроектирането на картата, може да изчисли геометричните съотношения на спътник: слънце: пиксел.

5.5. Тематична обработка на данните



Фиг.5.7

Спътниците Aqua и Terra осигуряват по 4 изображения за 24 часа за мониторинг на пожарите. Данните от MODIS могат да се използват за

наблюдение на горенето на стърнища, видът и състоянието на растителността, димните аерозоли, водната пара и облаците, като това служи за цялостен мониторинг на процеса на развитие на пожара и неговото влияние върху екосистемите, атмосферата и климата. Това включва местоположението на възникване на пожара, степента на топлинно излъчване от пожара и груба оценка на съотношението между тлеене и горене.

Комбинацията от канали 7-2-1 на многоканалния спектрорадиометър MODIS „оцветява” обектите в тонове, различаващи се от тези, които вижда човешкото око. Тя е подходяща за визуална идентификация на водни обекти, поради включването на 7 канал (2.11–2.16 μm) от инфрачервения спектрален диапазон.

Продуктът за снежна покривка се използва за оценка на снеготопенето през пролетните месеци и по този начин намира приложение в управлението на водните ресурси.

Файлове за цвят на океанската и морската повърхност съдържат продуктите от измерването на нормализираните излъчвания от водната повърхност, оптичната плътност на аерозолите, епсилон корекцията на аерозолите, намаляването на дифузията; биооптичните и оптичните свойства за водите включително хлорофил-а, хлорофил-а + фео пигмент, общ пигмент и общо количество на концентрацията на суспендираното вещество, фитопланктон и общи коефициенти на поглъщане; епсилон на чистата вода; моментно фотосинтезно излъчване и погълнатото от фитопланктона излъчване; височината на линията на флуоресценция на хлорофила, базовата линия и ефикасността; изолираната коколитна концентрация, концентрацията на пигмента в коколитофорните цветове, концентрацията на калцити; концентрацията на фикоеритрин и фикоуробилин.

За мониторинга на атмосферното замърсяване намират приложение повечето от продуктите на MODIS свързани с свойствата на атмосферата.

С помощта на методите, използващи инфрачервения диапазон се получава температурата в горната част на облака, височината, ефективното излъчване, фазата (лед-вода, непрозрачен-прозрачен), и облачната фракция, както през деня, така и през нощта. Продуктът за свойствата на облаците на MODIS включва отражателната способност на перестите облаци във видимата част на спектъра при разделителна

способност 1km-пиксел, което е необходимо за елиминиране на ефекта на разсейване на перестите облаци от продукта за отражателната способност на земната повърхност

5.6. Откриване на нефтени замърсявания в Черно море

Трафика на товари и енергоносители нараства в акваторията на Черно Море. Индустриалното развитие на Черноморската Зона и процесите на глобализацията засилват тези тенденции за в бъдеще. Възможните трасета на тръбопроводите Южен Поток и Бургас-Александрополис потвърждават това. Трафика на танкери през Босфора достига своя максимум. Наблюдението и ранното оповестяване на нефтени петна и възможни аварии става важен елемент от опазване на природната среда на бреговата ивица и част от Националната Сигурност. Динамичната природа на крайбрежните процеси, нефтените замърсявания и аварията в морската среда изискват чести наблюдения, необходими за анализ на влиянието и промените.

Дистанционните методи дават възможност за изграждане на оперативна система за наблюдение и ранно оповестяване на петна от замърсители и аварийни ситуации.

Технологията на малките спътници, видеоспектрометрите и радарите със синтезирана апертура дават възможност за изграждане на ефективни системи за регионално наблюдение от няколко платформи.

Допълнителното съчетание съвместно с анализ на проби от крайбрежието и инспекции с безпилотни самолети ще позволи с висока точност да се оценява състоянието на природната среда.

Спътниковите данни могат да се използват на различни нива, като ранно откриване, доказателствен материал, оценка на сигурността.

Оперативния подход за развитие на компонента на дистанционните методи (космически и наземен сегмент) на система за ранно предупреждение включва наблюдателни и информационни подсистеми. Липсата на система за бързо разпределяне и доставка на информацията на Национално (регионално) ниво е значителен проблем. Обмена на данни и събирането на комплекти данни за събитията (аварията) е друг проблем. Липсата на директен достъп на крайния потребител до данните от дистанционните методи намалява още прогреса и ефективността.

В дисертацията се обсъжда развитието на компонента на дистанционните методи (космическия и авиационния сегмент) на система за ранно предупреждение свързана с контрола на нефтеното и индустриално замърсяване на черноморското крайбрежие на регионално равнище.

Ефективните спътникови наблюдения позволяват да се анализират параметрите и мястото на събитието (замърсяването) и да се анализира ефекта от замърсяването на средата и компенсациите по възстановяването.

Изводи

1. Аерокосмическият мониторинг няма алтернатива при обективизирането на състоянието на околната среда и сигурността.

2. Разработването на национални системи за аерокосмически мониторинг се явява част от общите усилия за осигуряване на действен механизъм за превенция и предотвратяване на кризи от различен характер, а когато това не е възможно, те могат да съдействат за намаляване на последствията от тях и облекчаване страданията на хората.

3. Българските институции трябва да осигурят необходимите предпоставки за включването на българската научно-изследователска общност, частния бизнес и промишлеността в големите европейски и натовски проекти свързани с глобалните системи за мониторинг, което обаче не трябва да е за сметка на развитието на националните и регионалните активности в тази област.

4. Правителството на Р.България трябва да осъществи необходимото за пълноправното членство на страната в Европейската космическа агенция.

ОБЩИ ИЗВОДИ

1. В последните години сме свидетели на все по-чести екологични и техногенни катастрофи, свързани със значителни материални и човешки загуби, което налага решителни действия, както от страна на отделните държави и правителства, така и от цялото човечество като цяло.

2. В дисертационния труд е предложена концепция за създаване на национална аерокосмическа система за дистанционно изследване на Земята, информацията от която може да се използва, както за осъществяване на научно-приложни и изследователски задачи, така и за превенция, управление (доколкото това е възможно) на кризите при екокатастрофи и облекчаване на страданията на хората от тях.

3. За своевременно осигуряване на информация в реално време е целесъобразно да бъдат разработени и използвани безпилотни авиационни комплекси, които да са елемент от националната аерокосмическа система и осъществяват откриване и определяне на местоположението и размаха на възникнали природни бедствия – (горски и полски пожари и наводнения и т.н). Те трябва да действат, след като кризите са открити и определени от спътниковия сегмент.

4. Резултатите от моделирането на безпилотния комплекс показват, че надеждното управление на БЛА трябва да се осъществява съвместно от оператора и автопилота, при което се увеличава устойчивостта и управляемостта и се осигурява успешното излизане на самолета от критичните режими на полета. Установено е, че операторът да трябва да участва в управлението само при излитане и кацане, в случаите на отклонение на самолета от зададените параметри на полета и при аварийни ситуации.

5. Акцентът на моделирането на човека – оператор се премества към когнитивната дейност и става очевидна необходимостта от нов – интегрален, комплексен подход за моделиране, съвместяващ плюсовете и достойнствата на „механистичното” и „вербалното” изследване и моделиране на ЧО.

6. Използването на технологиите на виртуалната реалност до голяма степен замества математичното моделиране на обекта за управление в реален мащаб на времето свързано с подбора, обучението и контрола на оператори на сложни системи и в частност на безпилотните комплекси за мониторинг.

7. Изхождайки от задачите, на микроспътника на системата е определена неговата орбита: слънчево синхронна, кръгова с период на обръщение 92 мин. и наклонение 97. От направените разчети времето за реалното използване на спътника при височина 800 – 900 км е около 5.5 години.

8. Предложената структура и състав за национална аерокосмическа система, включваща изследователските спътници Terra и Aqua, микроспътника „Балкансат”, безпилотния летателен апарат „Ястреб” и наземната приемна станция TeraScan се явява на дадения етап оптимална, отчитайки пространствена разделителна способност, оперативността и относително ниската и цена.

9. Разработването на национална система за аерокосмически мониторинг се явява част от общите усилия за осигуряване на действен механизъм за превенция и преодоляване на кризи от различен характер. Финансирането и може да се осъществи от проекти по програми за развитието на образованието и високите технологии, а също така с инвестиции от частни и държавни компании.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Зачестилите природни и техногенни катастрофи през последните години са свързани със значителни материални и човешки загуби, което налага решителни действия, както от страна на отделните държави и правителства, така и от цялото човечество за определяне на критичните инфраструктури и създаване на национални и международни програми които да осигурят превенцията, управлението и облекчаването на последствията от кризите. Изхождайки от това предложените в дисертацията концепция и аерокосмическа система за дитанционно изследване на Земята и използването им за мониторинг е изключително актуално и навременно. Реализацията на системата би довело до икономия на средства при екокатастрофите и ще осигури по-добра организация, сигурност и значителен социален и психологичен ефект за населението.

ПРИНОСИ

Научни приноси: Научни приноси:

1. Извършено е по нанатъшно развитие на теорията за управление на БЛА.
2. Синтезирани са модели на БЛА и оператор и са получени оригинални резултати за управление и навигация.
3. Разработен и изследван е метод за управление на БЛА чрез еталонен модел.
4. Получени са аналитични резултати при критични и аварийни ситуации при управлението на БЛА от оператор.
5. Изследвана и е доказана възможността за прогнозиране на траекторията на високоапогеен спътник при излизане от зоната за определение от GPS системата.

Научно-приложни:

1. Предложени са комплексен метод за мониторинг и структура и състав на национална система за дистанционно изследване на Земята.
2. Проведен е анализ и синтез на БЛА и микроспътник, като елементи на аерокосмическата система.
3. Разработени е структурата на националната географската информационна система на България и критичната инфраструктура на язовирите в община Тунджа.
4. Определени са типа и характеристиките на орбитата на спътника „Балкансат” и е определено влиянието на Земното притегляне, Луната и Слънцето и е определено времето за съществуване на спътника на орбита.

Приложни:

1. Определени са изискванията към Центъра за приемането на аерокосмическата информация и е избрана системата TeraScan.
2. Проведени са изследвания за възможните тематични приложения на получаваната информация от спътниците Terra и Aqua конкретно за територията на България.
3. Проведени са експерименти за наблюдение на земната повърхност с БЛА.
4. Асемблирана е система за виртуална реалност за изследване на оператори при техния подбор, обучение и контрол на базата функционалната им кондиция.

Публикации и доклади по дисертацията

1. П. Гецов, Космос, екология, сигурност. НБУ, 188 стр., 2002. ISBN-954-535-285-2

2. Гецов, П. С., Методиев, К. К., Определяне на териториалното покритие на изкуствен спътник на Земята, движещ се по кръгова орбита, Second Scientific Conference with International Participation, Space, Ecology, Nanotechnology, Safety, 14–16.June.2006, Varna, ISBN-10: 954-9401-12-7

3. Getsov, P., L. Filipov, E. Roumenina, A. Pavlova, I. Nikolova, D.Andreeva, D. Gotchev, N. Tomov, O. Petrov, M. Dimitrova, M. Zaharinova. Microsatellite platform BALKANSAT and the challenges in Earth Observation. International conference RAST - 2005 - Istanbul, Turkey, pp 159-161.

4. Jordanov D., P.Gecov “Unmanned aircraft – modeling and control” ,Third Scientific Conference with International Participaton SPACE, ECOLOGY, NANOTECHNOLOGY, SAFETY 27–29 June 2007, Varna, Bulgaria

5. Гецов П. , П. Пенев, Г. Сотиров, Р. Недков, Концепция за национална система за мониторинг, Международна научна конференция SENS 2006, Варна, България

6. Попов, W., P. Getsov, I. Dimitrov, Z. Hubenova, K. Metodiev, A. Andonov, M. Zamfirov, P. Panova, Man as a Control System in Microgravitational Circumstances – Mental Models and Information, Knowledge, and Meaning Processing, Second Scientific Conference with International Participation, Space, Ecology, Nanotechnology, Safety, 14–16.June.2006, Varna, ISBN-10: 954-9401-12-7, ISBN-13: 978-954-9401-12-73: 978-954-9401-12-7

7.Методиев, К. К., Гецов, П. С., Определяне на кинематичните параметри на орбитата на ИСЗ въз основа на наблюдения, Научна сесия, НБУ Васил Левски”, ф-т “Артилерия, ПВО и КИС”, 12-13 Октомври.2006 г., Шумен, ISBN-10: 954-9681-20-3, ISBN-13: 978-954-9681-20-8

8. Getzov, P. S., Metodiev, K. K., Partial Reconstruction of Orbit of a High Altitude Artificial Earth Satellite, Fundamental Space Research, Sunny Beach, Bulgaria, 21-28 Sep 2008

9. Методиев, К. К., Гецов, П. Ст., Числена симулация на течение на свиваем газ около суперкритичен крилен профил, ЮНС “40 години от стъпването на човек на Луната и 30 години от полета на първия

български космонавт“, Юбилейна научна сесия, НВУ “Васил Левски”, факултет “Авиационен“, 23–24.Април.2009 г., гр. Долна Митрополия, ISBN 978-954-713-080-7

10. К. Методиев, Гецов П., Анализ на обтичането на крилен профил по метода на еквивалентното вихрово покритие, Научна конференция ф-ет Авиационен, НВУ “Васил Левски”, гр. Долна Митрополия, 22 – 23 май 2011 г.

11.Гецов, П. С., Методиев, К. К., Числена симулация на разпространението на акустични смущения в едномерна ударна тръба, ЮНС “130 години от Априлското въстание”, НВУ “Васил Левски”, ф-ет “Авиационен“, 20-21.Април.2006 г., Долна Митрополия, ISBN 978-954-713-0

12.Гецов, П. С., Методиев, К. К., Числена симулация на движението на идеален газ в едномерно сопло на Лавал, ЮНС ВАФ’2006, “45 години от полета на Юрий Гагарин”, 28-29.Април.2006 г., Шумен, ISBN 978-954-577-409-6

13. Манев А. П., Жеков Ж. Ст., Гецов П., Ст. Стоянов, Регистрация Глобалното потепление с използването на закрити морски басейни, International Conferencee Fundamental Space Research, 2008, стр. 82-85.

14. Getsov P. The Programs, Projects and Contracts’ Status in the Space Research Institute at the Bulgarian Academy of Sciences, Proceedings of the Third Scientific Conference with International Participation SPACE, ECOLOGY, NANOTECHNOLOGY, SAFETY, 27-29 June 2007, Varna, Bulgaria, pp. 7-12, 2008.

15. Getsov P., D. Teodosiev, E. Roumenina, M. Israel, G. Mardirossian, G. Sotirov, B. Srebrov, S. Velkoski, P. Gajesek, D. Simunic. Methods for Monitoring Electromagnetic Pollution in the Western Balkan Environment, Proceedings of the Third Scientific Conference with International Participation SPACE, ECOLOGY, NANOTECHNOLOGY, SAFETY, 27-29 June 2007, Varna, Bulgaria, pp. 209-213, 2008

16. Getsov P., D. Teodosiev, E. Rumena, G. Mardirossian. Bulgarian Participation in the Project SEE_Era.NET-EU PROGRAMME, International Conferencee Fundamental Space Research, 2008, pp. 399-402.

17. G.Sotirov, P. Getsov, D Sezyinsky, S. Assenov . Exploitation of Mig-29 by technical condition – new perspective form for maintenance and repair. Second Scientific Conference with International Participation Space, Ecology, Nanotechnology, Safety – SENS 2006, 14-16 June 2006, Varna, Bulgaria CD –p. 165

18. Avramov S., Sotirov G., Getsov P., Kostadinov O, Milanov M. Ground IFF systems modernization regarding NATO requirements. Proceedings of International Military Exhibition - Conference "HEMUS-2006", 26-29 May 2006, Plovdiv, Bulgaria, pp.222-229.

19. Гецов П.С., Институтът за космически изследвания при БАН- с приоритет към екологичните изследвания, Сборник с доклади от Ivконференция с международно участие „SENS”-2008,9-16с.

20. К.К. Методиев, П. С. Гецов, Определяне на кинематическите параметри на орбитата на изкуствен спътник на Земята въз основа на наблюдения. Сборник научни трудове от Научна сесия 2006, Ф-т "Артилерия, ПВО и КИС" – гр. Шумен на НВУ "В. Левски", Част II, 2007 г., стр. 215-223.

21. В. Попов, П. Гецов, И. Димитров, З. Хубенова, А. Андонов, К. Методиев, М. Замфиров, П. Панова, Ментални модели и информационен, знаниен и смислов processing на човека като управляваща система в условията на микрогравитация. Scientific Conference "Space, Ecology, Safety" – SENS-2006, Varna, Bulgaria, book of abstracts - p.54, Session 2, CD– A6;

22. Jordanov D, P.Gecov "Control through model of unmanned aircraft" International virtual journal for science technics and innovations for the industry MTM (Machines Technologies Materials)8-9/2008,pp 97..100

23. Гецов П., З. Хубенова, В. Попов. Изследване на човека като управляваща система в среда на виртуална реалност, FIFTH SCIENTIFIC CONFERENCE with International Participation Dedicated to the 40th Anniversary of the Space Research Institute and the 30th Anniversary of the First Bulgarian Astronaut's Mission Space, Ecology, Nanotechnology, Safety, 2009 г., p. 96. ISSN 1313-3888

24. Гецов П.С., Полунатурно конструиране на системи за управление на безпилотни летателни апарати, Академично издателство „Проф.Марин Дринов”, 2011., ISBN 978-954-459-3, 201 стр.

25. Ivan Dimitrov, Stoyan Tanev, Peter Getsov, Plamen Trendafilov, Hristo Hristov, Lubomir Aleksiev, Svetlin Doshev, Scientific Research Complex for the Study of Human Operator in Extreme Conditions, Proceedings of 5th International Conference on Recent Advances in Space Technologies, June 09-11, 2011, Istanbul, Turkey , pp. 825-828,. ISBN: 978-1-4244-9615-0.

26. Peter Getsov, Wiliam Popov, Zoya Hubenova, Georgi Sotirov, Konstantin Metodiev, Stoyan Tanev, Lubomir Aleksiev, Svetlin Doshev, Use of Technology Virtual Reality for the Study of Human – Operator in Extreme Conditions, Proceedings of 5th International Conference on Recent Advances in Space Technologies, June 09-11, 2011, Istanbul, Turkey , pp. 820-824, ISBN: 978-1-4244-9615-0.

27. Г.С Сотиров, Гецов П. Система за екологичен мониторинг на базата на въздушно базиран измервателен комплекс. Втора научно-приложна конференция с международно участие “Аерокосмически и наземни методи за оценка и въздействие на нарушения от промишлеността терени. 15-17 октомври 2008 г. Старозагорски минерални бани.База “Мини Марица изток”.

28. Getsov, D.Teodosiev, E.Roumenina, G.Mardirossian, G.Sotirov et al Methods for Monitoring Electromagnetic Pollution in the Western Balkan Environment. SENS 2007 – ISSN 1313-3888, pp 209-213

29. P Getsov, D.Teodosiev, E.Roumenina, G.Mardirossian, G.Sotirov, B.Srebrov, M.Israel, S.Velkoski, P. Gajshek, D.Siminic, Methods for Monitoring Electromagnetic Pollution in the Western Balkan Environment – II International conference, Scopje 13-15 Decembere 2007, FYR Macedonia

30.P. Getsov, W.Popov, Z. Hubenova, G. Sotirov, St. Tanev, Study of Man’s Functional Effectiveness Working under Extreme Conditions, 5 th International Conference on Defense Research and Technology, 25-29 May 2010, Plovdiv, pp. 74-79

31. P. Getsov, G. Sotirov, O. Petrov, Ch. Kovacheva, Space Research Institute at the Bulgarian Academy of Sciences Possibilities for Technology Transfer, 5 th International Conference on Defense Research and Technology, 25-29 May 2010, Plovdiv, pp. 303-314