

МАЗМҰНЫ

КІРІСПЕ	3
1 ҒАРЫШ АППАРАТЫНЫҢ БАҒДАРЫН БАСҚАРУ ЖӘНЕ ТҰРАҚТАНДЫРУ ЖҮЙЕСІ	5
1.1 Ғарыш аппаратының жүйелері.....	5
2 СЕРІКТІҢ ҚОЗҒАЛЫС ТЕҢДЕУІ.....	15
2.1 Есептің қойылымы	15
2.3 Серіктің қозғалыс теңдеуі.....	20
3 ҒАРЫШ АППАРАТЫНЫҢ БАСҚАРЫЛАТЫН АЙНАЛМАЛЫ ҚОЗҒАЛЫСЫН МОДЕЛЬДЕУ	23
ҚОРЫТЫНДЫ.....	28
ПАЙДАЛАНЫЛҒАН ӘДЕБИЕТТЕР ТІЗІМІ	29
ҚОСЫМША.....	31

КІРІСПЕ

Бітіру жұмысы серіктің орбиталды бағдарын гирожүйе арқылы тұрақтандыру есебіне арналған. Гиростатикалық момент маховик – қозғалтқыштарының немесе гиродинның көмегімен жасалады. Серіктің қозғалыс заңдылығын анықтауда гравитациялық және аэродинамикалық моменттің серікке әсері ескеріледі. Серіктің массалар центріне қатысты айналмалы қозғалысын басқару жүйесі – борттық аппаратураның күрделі және жауапты жұмысы болып табылады.

Жердің жасанды серігінің орбиталды бағдар режимі бірқатар мақсатты міндеттерді шешу үшін пайдаланылады. Атап айтқанда, ол микрогравитация саласында ғарыштық эксперименттерді жүргізу кезінде артықшылық береді [1]. Серіктің орбиталық бағдарының дәлдігін сақтау үшін басқару жүйесінің түрлі атқарушы органдарын пайдалануға болады: электрсымыранды қозғалтқыштар [2], электромагниттік басқару органдары [3,4], сондай-ақ гирожүйелер (қозғалтқыш-маховиктер немесе гиродиндер) [1,5]. Бұл жұмыста серікті басқару жүйесінің атқарушы органы ретінде гирожүйе қарастырылады.

Басқару жүйелері – істен шығуы басым болатын көп элементті күрделі жүйеге жатады. Мұндай жүйеге қойылатын негізгі талап сенімділік коэффициентінің жоғары болуы керек.

Қазіргі уақытта, осы себепті әртүрлі мақсаттағы ғарыш аппараттары үшін қозғалысты басқару жүйелерінің үлкен саны құрастырылған және патенттелген.

Ғарыш аппаратының қозғалысын басқару жүйелерінің алуан түрлілігіне қарамастан, негізінен келесідей функционалдық жағынан айырмашылықтары бар құрылғы топтарынан тұратынан атап өту қажет:

1) ғарыш аппаратының кеңістіктегі орнын және оның қозғалысын анықтауға мүмкіндік беретін датчиктер (гироскоптық датчиктер, магниттік датчиктер, күн датчиктері, жұлдыз датчиктері және т. б.);

2) датчиктерден келіп түсетін ақпаратқа талдау жасайтын және туындаған жағдайға сәйкес қозғалысты басқару командаларын жасайтын логикалық құрылғылар;

3) логикалық құрылғылардың командаларына сәйкес ғарыш аппаратының қозғалысын өзгертетін атқарушы органдар (инерциялық – маховиктер, электромагниттік қозғалтқыштар, реактивті қозғалтқыштар және т. б.).

Ғарыш аппаратының бағдарлау жүйесінің реактивті қозғалтқышының істен шығуы мақсатталған тапсырманың орындалмауына әкелуі мүмкін, ал қозғалтқыштың «өз уақытында өшірілмеуі» қателігі жұмысшы сұйықтықтың

шығындалуына алып келеді және ғарыш аппаратын үлкен бұрыштық жылдамдықтарға айналдырып жібереді.

Бұрыштық жылдамдық векторын өлшейтін гироскоптық сезімтал элементтердің біреуінің істен шығуы серіктің бағдарды басқару жүйесінің міндетінің орындалмауына алып келеді. Сондықтан, бағдарлау алгоритмдерін жасау қазіргі уақытта өзекті мәселе болып табылады.

Серіктің орбиталды бағдар режимі. Бұл режимде серіктің бойлық өсі жергілікті вертикаль бойымен бағытталған, күн батареялары орбита жазықтығында жатады. Режим гирожүйенің көмегімен іске асырылады. Бұл режим ғарыштық материалтану саласында эксперимент жүргізу үшін өте ыңғайлы болып табылады. Оның басты кемшілігі – Күнге қатысты серік орбитасының барлық жағдайында күн батареяларының энергия жинақтауы төмен болып табылады.

1 ҒАРЫШ АППАРАТЫНЫҢ БАҒДАРЫН БАСҚАРУ ЖӘНЕ ТҰРАҚТАНДЫРУ ЖҮЙЕСІ

1.1 Ғарыш аппаратының жүйелері

Ғарыш аппараты (ҒА) негізгі үш құрамдас бөліктен тұрады: пайдалы жүктеме, платформа және адаптер.

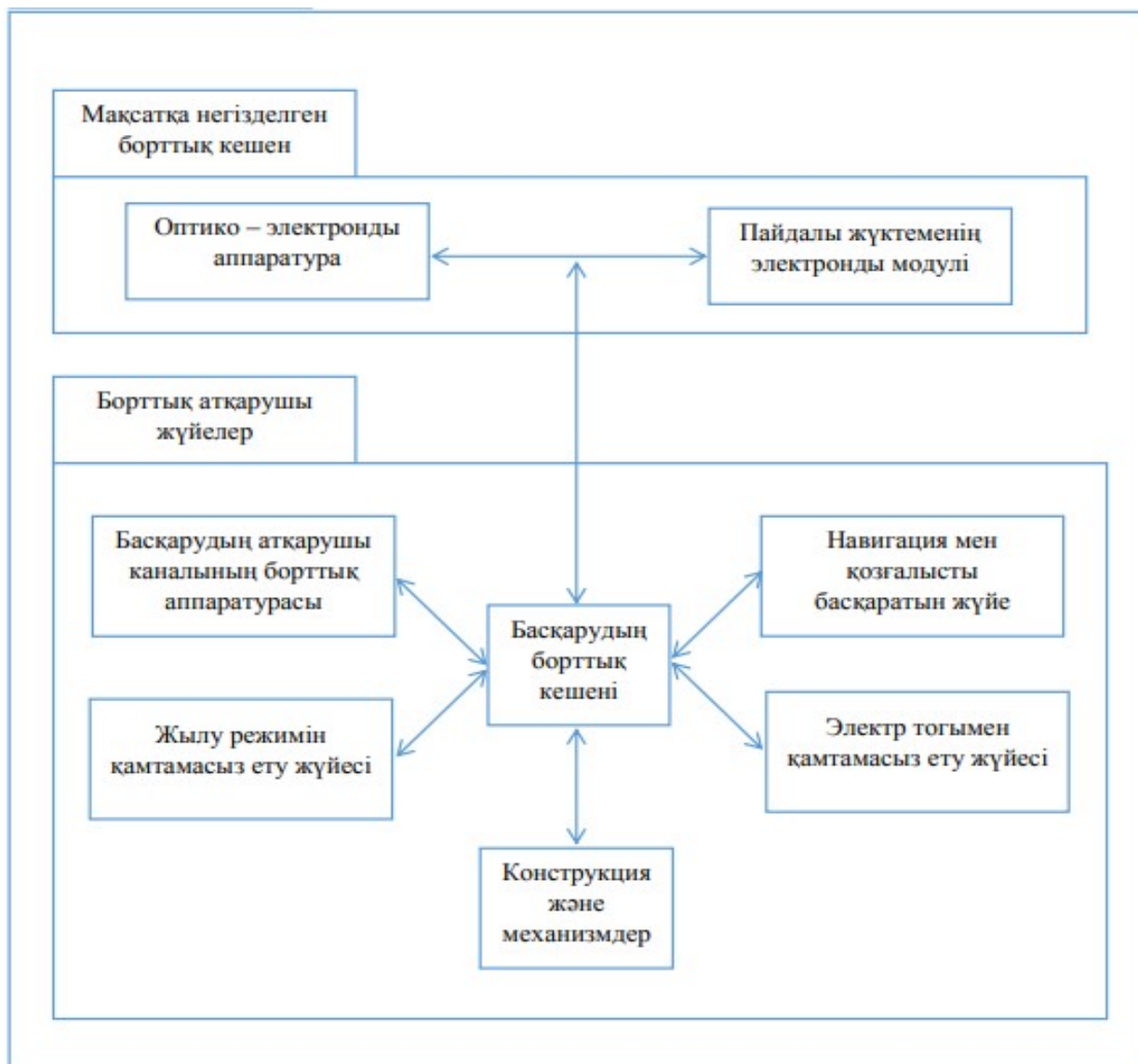
Пайдалы жүктеме – бұл белгі бір мақсатқа арналған құрылғы. Платформа – бұл пайдалы жүктемені орналастыруға арналған және пайдалы жүктеме мен жалпы ҒА-ның жұмыс істеуіне қажетті жағдайды қамтамасыз ететін құралдарды қамтиды. Пайдалы жүктеме мен платформа жеке модульдер түрінде немесе бірыңғай конструкцияда жасалуы мүмкін. Адаптер – бұл зымыран–тасығышқа ҒА-ын түйістіретін тасымалдаушы элемент ретінде қолданылады.

Сондай-ақ, ҒА-ында қозғалтқыш қондырғысы және жылдамдықты түзету мен бағдарды басқару үшін пайдаланылатын жұмыс денесінің қоры (сығылған газ, сұйық немесе қатты отын) болуы мүмкін. Қозғалтқыш қондырғысында ҒА-ын орбитасына шығару үшін пайдаланылатын қатты немесе сұйық отынды зымыран қозғалтқышы болуы мүмкін.

Жоғары деңгейдегі талаптар мен шектеулер жүйенің концепциясына, архитектурасы және пайдалы жүктеме жұмысының ерекшеліктеріне негізделеді. Мысалы, орбитаны таңдау таңдалған жүйемен және пайдалы жүктемемен тығыз байланысты.

Орбитаның параметрлері ғарыш аппаратының жүйелеріне, атап айтқанда, бағдарлау, электр энергиясымен және жылумен қамтамасыз ету жүйелеріне әсер етеді. Алайда, көп жағдайда орбитаның параметрлері пайдалы жүктеменің сипаттамаларына күшті әсер етеді. Сондықтан жобалаушы пайдалы жүктеменің сипаттамаларына сүйене отырып орбитаны және ғарыш аппаратының талап етілетін сипаттамаларын таңдайды, мысалы, бағдарлау, электр энергиясымен және жылумен қамтамасыз ету жүйелерін, жұмыс жасау бағдарламасын анықтайды. Содан кейін осы талаптарды қанағаттандыратын ғарыш аппаратының техникалық жағы анықталады [12].

Ғарыш аппараты 1.1 – суретте көрсетілгендей өзара тығыз байланысты жүйелерден тұрады.



1.1 – сурет. Ғарыш аппаратының негізгі жүйелері

Қозғалтқыш қондырғысы – ҒА-ның қозғалыс жылдамдығын өзгерту үшін тарту күшін тудыруға немесе оның кинетикалық моментін өзгерту үшін қосымша момент беруге арналған.

Бағдарды анықтау мен басқару жүйесі – ҒА-ның бұрыштық орналасуын анықтауды және оның бағдарын басқаруды жүзеге асырады. Ең қарапайым ҒА-тары орбитада бағдарланбаған жағдайда еркін қозғалады немесе пассивті әдістермен, мысалы, айналумен, Жердің магниттік немесе гравитациялық өрісімен әрекеттесу арқылы бағдарланады. Сонымен қатар олар орбитадағы бұрыштық орналасуын өлшейтін датчиктермен жабдықталуы мүмкін. Неғұрлым күрделі жүйелерде ҒА-ның бұрыштық орналасуы туралы ақпаратты өңдеуге арналған құрылғылар және бұрыштық орналасуын, жылдамдығын, кинетикалық моментін өзгертуге арналған басқару моменттерін (мысалы, электромагниттер) немесе басқарушы

күштерді (реактивті қозғалтқыштар) тудыратын атқарушы органдарды қолданады. Бағдарды басқару жүйесінің мүмкіндіктері орналасуды, дәлдікті, жылдам әрекет етуді, маневр жасау талаптары және ұйытқытушы әсерлерге қатысты басқарудың жүзеге асырылуы тиіс басқарылатын элементтер санымен және өстер арқылы анықталады.

Байланыс жүйесі – ҒА-ның Жермен немесе басқа ҒА-мен байланысын қамтамасыз етеді. «Жер – ҒА» (тікелей арна) байланыс желісі бойынша ҒА-на берілетін ақпарат қашықтықты өлшеу үшін командалар мен сигналдардан тұрады. «ҒА – Жер» (кері арна) байланыс желісі бойынша ҒА-нан берілетін ақпарат борттық жабдықтың жай-күйі туралы телеметриялық ақпаратты және қашықтықты өлшеуге арналған сигналдарды қамтиды, сондай-ақ мақсатты ақпаратты (пайдалы жүктемеден алынған деректерді) қамтуы мүмкін.

Басқару және деректерді өңдеу жүйесі – ҒА-ның жүйелерінен және пайдалы жүктемеден алынған ақпараттарды жинайды, есте сақтайды және басқару командаларын береді.

Электр энергиясымен қамтамасыз ету жүйесі – ҒА-ның жүйелерін және пайдалы жүктемені энергиямен қоректендіреді. Ол энергия көзінен (әдетте күн элементтері), энергия жинағыштардан (батареялардан), электр энергиясын түрлендіру және тарату құрылғысынан тұрады.

Жылумен қамтамасыз ету жүйесі – ҒА-ның температурасын талап етілетін аралықта ұстап тұруды жүзеге асырады. Бұл құрылғыларды белгілі бір ретпен орналастырудан, құрылғылар бөлетін жылу мен Күннен, Жерден және ғарыш кеңістігіндегі сәулелерден алынатын жылулардың арасындағы белгілі бір шекті сақтап тұру мақсатында жылу оқшаулағыш жабындыларды пайдаланады. Кейде пассивті құралдар көмегімен керекті температураға қол жеткізу мүмкін емес болады. Бұл жағдайларда температураны реттеу үшін активті құралдар (электр жылытқыштар) және жылу құбырлары қолданылады. Жүйенің параметрлері құрылғылардың қалыпты жұмыс жасауына қажет температура және жоғалатын жылу шамасымен анықталады.

Конструкция бұл – ҒА-ның борттық құрылғыларының біртұтас механикалық қосылуын қамтамасыз етеді. ҒА-ның жинақталатын элементтері арнайы құрылғылар арқылы орбитаға шығарылғаннан кейін ашылады [12].

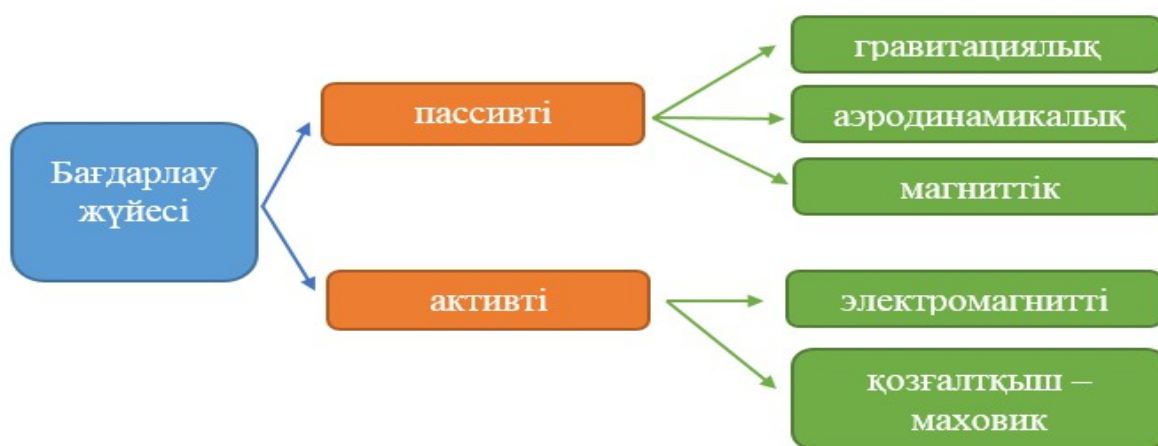
1.2 Ғарыш аппаратының бағдарын басқару және тұрақтандыру жүйесі

Бағдарды басқару және тұрақтандыру жүйесі – ғарыш аппаратының берілген бағыт бойынша қозғалысы кезіндегі сыртқы ұйытқытушы моменттерге қарамастан тұрақтандырылуын және бағдарының сақталуын

қамтамасыз етеді. Бұл міндеттерді шешу ғарыш аппаратының бағдарын бағыттау датчиктерінің көмегімен анықтауды және оны атқарушы органдардың көмегімен басқаруды талап етеді. Бағдарды басқару және бақылау жүйесі ғарыш аппаратының басқа борттық жүйелерімен, әсіресе қозғалтқыш қондырғысымен және навигациялық жүйемен тығыз байланысты.

Бағдарды басқару жөніндегі талаптар ғарыш аппаратының пайдалы жүктемесінің құрылғысын және платформасын бағыттау жөніндегі талаптарға негізделеді. Егер пайдалы жүктеменің барлық құрылғысының (немесе кейбір) бұрыштық орналасуын басқаруымыз керек болса, берілген бағытта ғарыш аппаратын тұтастай немесе пайдалы жүктеме құрылғысының барлық кешенін немесе көрсетілген кешеннің бөлігінің салыстырмалы бұрыштық жағдайы басқарылады. Егер де сканерлеуге арналған пайдалы жүктеменің құрылғысы ғарыш аппаратының корпусына қатты бекітілген жағдайда, ғарыш аппаратын толығымен кеңістіктік бұру жолымен сканерлеудің орындалуы қамтамасыз етіледі. Осы сияқты шешімдер ғарыш аппараты конструкциясы элементтерін негізгі бағытқа қатысты (мысалы, Күнге қарай бағыттағанда) бағдарлаудың орындалуы керек болғанда сол бағытта ғарыш аппаратын тұтастай бағдарлау арқылы жүзеге асырылады.

Атқарушы органдар басқару жүйесінен келетін командаларға сәйкес, серіктің бұрыштық жылдамдығына әсер ететін басқару моменттерін тудырады. Бағдарлау жүйесінде 1.2 – суретте көрсетілгендей активті және пассивті атқарушы органдар пайдаланылады.



1.2 – сурет. Ғарыш аппаратын бағдарлау жүйесінің түрлері

Берілген бағытта бағдарлау міндетін шешу есебі объектінің бағытталған өсіне перпендикуляр екі өсіне қатысты бұрыштық орналасуын басқаруды талап етеді. Егер де, мысалы, пайдалы жүктеме құрылғысын

немесе антеннаны Жерге бағыттау керек болса, оның бағытына көлденең екі өске қатысты бағдарды басқаруды қамтамасыз етуіміз керек. Егер пайдалы жүктеме құрылғысы ғарыш аппаратының корпусына қатты бекітілген болса, онда бұл екі өс ғарыш аппаратының корпусымен байланысты координаттар жүйесінің үш өсінің қалған екі өсі болып табылады. Осылайша, біз ғарыш аппаратының айналмалы қозғалысын бағдарлау бағытына сәйкес келетін үшінші өске қатысты қолдана аламыз, мысалы, ғарыш аппаратының корпусымен байланысты координаттар жүйесінің үшінші өсін оның ұшу бағытында бағдарлай аламыз.

Ғарыш аппараттың бағдарын басқару міндетін шешу үшін айналу арқылы тұрақтандыру немесе үш өсті басқару әдістері қолданылуы мүмкін, екі жағдайда да тиісті командалық аспаптар мен басқару жүйесінің атқарушы органдары пайдаланылады.

Ғарыш аппаратының бағдарын үш өстік басқару әдістері басқару жүйесінің құрамында пайдаланылатын командалық аспаптардың типіне және басқару моменттерін құру тәсілдеріне байланысты жіктеледі.

Командалық аспаптар ретінде Күннің оптико – электрондық, жұлдыздардың және Жердің инфрақызыл горизонтының датчиктерін, гироскоптық өлшеуіштерді, магнитометрлерді және бағытталған антенналары бар радиотехникалық құрылғыларды қолдануға болады.

Басқару моменттерін тудыратын атқарушы органдар ретінде гравитациялық тұрақтандырғыштар, магниттік атқарушы органдар, реактивті қозғалтқыштар және инерциялды электромеханикалық атқарушы органдар пайдаланылуы мүмкін.

Ғарыш аппаратының бағдарын басқару жүйесінің инерциялды электромеханикалық атқарушы органдары ретінде: динамикалық маховиктер – жетекті электрқозғалтқыштың ауыспалы жылдамдығы болады; кинетикалық маховиктер – оларда номиналды айналу жылдамдығы нөлден жоғары және ғарыш аппаратына тұрақты нөлдік емес кинетикалық моментті қамтамасыз етеді; күштік гироскоптық тұрақтандырғыштар – бір немесе екі басқарылатын еркіндік дәрежесі бар және тұрақты жылдамдықпен айналатын кардан аспасына орналастырылған ротор болып табылады.

Ғарыш аппаратының жылдамдығының бағытын түзету оның бағдарын басқару жолымен, ал жылдамдықтың шамасын өзгерту – қозғалтқыш қондырғысын қосу жолымен іске асырылады.

Ғарыш аппаратының орбитасын басқару міндетін шешу кезінде бағдарын жоғары деңгейде басқаруды қамтамасыз етудегі негізгі проблема ағымдағы бұрыштық орналасуын анықтаудағы қателік болып табылады. Осы мәселені шешу үшін ғарыш аппаратының бағдарын басқару жүйесінің құрамына гироскоптық өлшеу аспаптарын енгіземіз.

Ғарыш аппаратының масса – инерциялық сипаттамалары басқарушы мен ұйытқытушы моменттердің шамаларын анықтаудағы негіз болып табылады. Әдетте, бізге ғарыш аппаратының таңдалған координаттар жүйесіне қатысты массалар центрінің орнын және инерция тензорын білу қажет. Ақырында, бізге ғарыш аппаратының уақыт өтуімен, қозғалтқыш қондырғысының отынының немесе өзге де шығындалатын ресурстардың шығынына қарай, ғарыш аппараты конструкциясының жылжымалы элементтерінің орнын ауыстыру кезінде масса – инерциялық сипаттамаларының қалай өзгеретінін білу қажет.

Ғарыш аппаратының корпусы шамасы жағынан шағын (шамамен 10 – 4 Нм), бірақ әр түрлі көздерден үнемі әрекет ететін ұйытқытушы моменттердің әсерінде болады. Бұл моменттер, егер тиісті шаралар қолданбаса, ғарыш аппаратының бағдарын жылдам өзгерте алады.

Бағдарды басқару және тұрақтандыру жүйесі ғарыш аппаратының бұрыштық орналасуының тұрақтылығын қамтамасыз ету мақсатында пассивті жолмен ұйытқытушы моменттерді тұрақтандырғыш моменттеріне айналдыру арқылы немесе активті жолмен, яғни ұйытқыған қозғалыстың параметрлерін анықтап және соған сәйкес ғарыш аппаратының корпусына әсер ететін коррекциялау моменттерін тудыру арқылы орындалады.

Ғарыш аппараты еркін дене болып табылады және әсер ететін моменттер шамасы үлкен болып келмейтін ғарышта кинетикалық момент маңызды рөлді атқарады. Бастапқы уақыт кезінде тыныштықта орналасқан дене үшін сыртқы моменттің әсер етуі, оның бұрыштық қозғалысына әкеледі, яғни дененің бұрыштық жылдамдығы өзгереді.

Ғарыш аппаратының дұрыс бағдарын қамтамасыз ету үшін абсолютті бұрыштық орналасу жағдайын анықтау мақсатында сыртқы бағдарларды қолдану керек. Мұндай бағдарларға Күн, Жердің инфрақызыл көкжиегі, Жердің осы нүктесіндегі магнит өрісі индукциясы векторының бағыты және жұлдыздар жатады. Бұдан басқа, ғарыш аппаратының инерциялық бағдары туралы қысқа мерзімді ақпаратты (сыртқы түзету кезіндегі аралықта) алу үшін инерциялық (гироскоптық) датчиктер қолданылуы мүмкін.

Сыртқы бағдардың (мысалы, Жерге қатысты) орналасуы әдетте ғарыш аппаратының массалар центрінен өтетін векторлар арасындағы бұрыш арқылы өлшенеді. Мұндай өлшеулер әрбір бағдар үшін ғарыш аппаратының бағдарын анықтауға қажетті үш тәуелсіз параметрдің екеуін ғана анықтауға мүмкіндік береді. Бұл жағдайлар көптеген ғарыштық аппараттарының бортында әртүрлі типтегі бірнеше датчиктерді пайдалану қажеттілігіне әкеледі.

1.3 – суретте көрсетілгендей датчик ЖЖС-нің бұрыштық орналасу жағдайы туралы ақпаратты борттық басқару жүйесіне береді. Борттық

басқару жүйесінде бағдарды басқарудың алгоритмі құрылып, өз кезегінде атқарушы органдардың көмегімен жүзеге асырылады.



1.3 – сурет. Бағдарды басқару жүйесінің блок сызбасы

Жердің жасанды серігінің (ЖЖС) орбиталды бағдарын тұрақтандырудың алгоритмі 1.4 – суретте көрсетілгендей орындалуы мүмкін.



1.4 – сурет. Серіктің орбиталды бағдарын тұрақтандырудың блок сызбасы

Гироскоп – тез айналатын дене (зырылдауық), оның тез айналу өсінің инерция моменті үлкен, ал басқа өстері бойынша өте аз. Ол тұрақтандыру жүйесінде моменттің датчигі ретінде пайдаланылады. Құрылғының идеясы қозғалмайтын нүктесі бар және сыртқы күштердің моменттері әсер етпейтін

тез айналатын дене абсолютті кеңістіктегі өзінің айналу өсінің бастапқы бағытын сақтайды деген Л. Эйлердің теориялық ұстанымына негізделген.

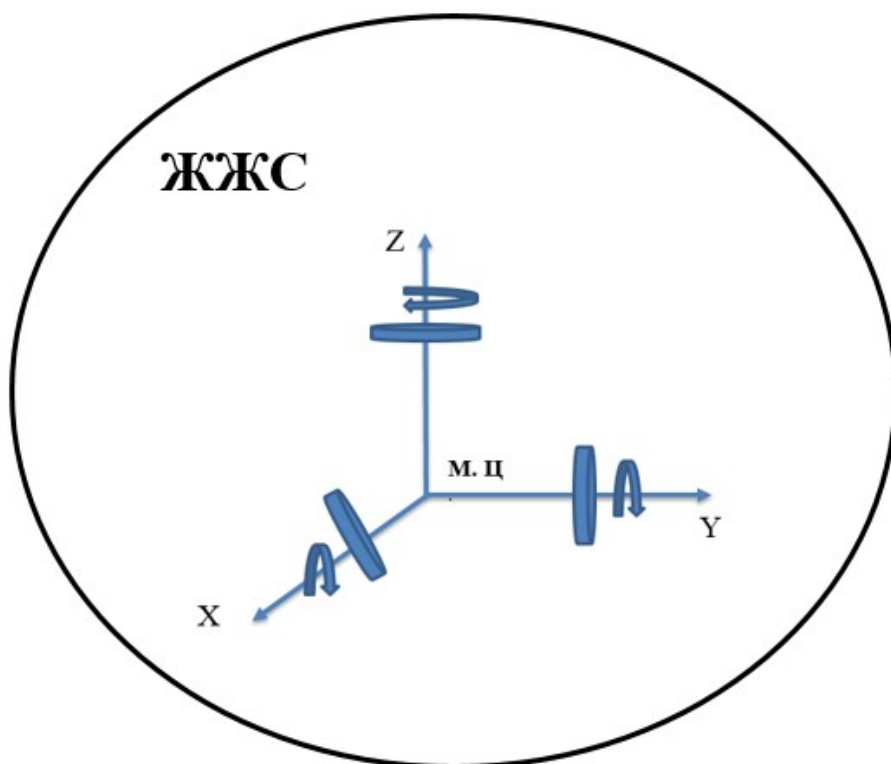
Гироскоптық датчик – бұл навигациялық құрылғы, бағдарды анықтауға мүмкіндік беретін негізгі құралдардың бірі, ол авиациялық және ғарыштық техникаларды басқарудың автоматтандырылған жүйелерінде кеңінен қолданылады. Гироскоптық датчиктер, ғарыш аппаратының сыртқы бағдардың көмегінсіз бұрыштық орналасуын және бұрыштық жылдамдығын анықтауға мүмкіндік береді.

Қазіргі уақытта гироскоптық датчиктердің көп түрі жасалынған, олардың бір-бірінен типі, пайдалану принципі, мақсаты, құрылысы және т.б. жағынан өзара айырмашылықтары бар. Жұмыс істеу принципі бойынша гироскоптық датчиктер механикалық, оптикалық және электромеханикалық гироскоптық датчиктер болып бөлінеді. Гироскоптық датчиктер еркіндік дәрежесі бойынша 2-ші дәрежелі, 3-ші дәрежелі болып бөлінеді. Жұмыс режиміне сәйкес гироскоптық датчиктер бағыт көрсеткіш және бұрыштық жылдамдық датчиктері болып бөлінеді.

Қозғалтқыш маховик бұл білігіне өстік инерция моменті үлкен болатын ротор бекітілген жетекті электрқозғалтқыш болып табылады. Мұндай маховик кез келген жылдамдықпен (белгілі бір диапазон аралығында) кез келген жаққа айналуы мүмкін және маховиктің айналу өсіне параллель өс бойынша ғарыш аппаратының бағдарын басқаруды қамтамасыз етеді. Маховиктердің параметрлерін анықтау кезінде ғарыш аппаратына әсер ететін ұйытқытушы моменттердің шамаларын анықтау керек.

Ғарыш аппаратының бағдарын басқару және тұрақтандырудың үш өстік жүйесі үшін циклдік түрде өзгеретін сыртқы ұйытқытушы моменттің әрекеті, ғарыш аппаратын тұрақтандыру және басқару моменттерін жасауға мүмкіндік беретін жиілікте маховиктердің кинетикалық моментінің өзгерісіне әкеліп соқтырады. Маховиктің кинетикалық моментінің қажетті шамасын (оның роторының айналу жылдамдығының шегін) периодты ұйытқытушы моменттерді жоюдың қажеттілігін негізге ала отырып анықтаймыз, бұл маховиктерді қанығуын болдырмау жүйесінің қосу санын азайтуды қамтамасыз етеді [10].

Ғарыш аппаратының үш өстік бағдарын қамтамасыз ету үшін айналу өстері өзара компланар емес 1.5 – суретте көрсетілгендей кем дегенде үш маховик қажет. Ғарыш аппаратының бағдарын басқару жүйесінің құрамында негізгі үш маховиктің біреуі істен шыққан кезде жұмысқа қосылатын қосымша төртінші маховик болуы мүмкін.



1.5 – сурет. Үш қозғалтқыш маховиктердің ЖЖС-де орналасуының сызбасы

Ғылыми эксперименттерді табысты жүргізу үшін ғарыш аппараттарын (ҒА) кеңістікте бағдарлау және тұрақтандыру қажет. Бұл міндетті шешу ҒА-ның бағдарлау және тұрақтандыру жүйесіне жүктелген, бұл жүйенің пайдалану және техникалық сипаттамалары ғарышта жүргізілетін ғылыми эксперименттердің табыстылығына әсер етеді. Осыған байланысты ҒА-ның бағдарлау және тұрақтандыру жүйесі қарапайым, сенімді, дәл, жеңіл, ұзақ уақыт жұмыс істейтін және энергияның аз шығындайтын болуы қажет.

Ғылыми зерттеулер мен шаруашылық міндеттерді шешу үшін пайдаланылатын ғарыш аппараттары күрделі бұрылыс маневрлерін жасауды және бағдарлаудың жоғары дәлдігін қажет етпейді. Сондықтан мұндай аппараттарды пайдалану тиімділігі, ең алдымен, олардың белсенді өмір сүру уақыты болып табылады. Ғарыштық техниканың міндеттерін шешу ғылымның көптеген салаларын дамытуға қуатты серпін берді.

Ғарыш аппараттарының басқару және бағдарлау жүйелері өздерінің дәлдігі мен орындайтын міндеттерінің әртүрлілігі бойынша күрделі автоматтандырылған жүйелер болып табылады. Оларды құру үшін басқару теориясының дамуы және техниканың ең соңғы жетістіктерін пайдалану қажет болды.

Қойылған міндеттерге байланысты жер серігін бағдарлау активті немесе пассивті әдістерді пайдалана отырып жүзеге асырылуы мүмкін.

Сонымен қатар, пайдаланылатын әдістерге қарамастан, массасын азайту, энергияны тұтынуды азайту және серіктің бағдарының дәлдігін арттыру маңызды міндет болып табылады.

Эксплуатациялық сипаттамаларды жақсарту үшін комбинацияланған (құрамдастырылған) басқару жүйесін құруға болады. Мысалы, гравитациялық басқару жүйесіне электромагниттерді қоссаңыз, бұл массаның аз ғана өсуіне әкеледі, бірақ дәлдігін арттыруға және орнықтылық шекарасын кеңейтуге мүмкіндік береді.

Магнитті басқару жүйесі конструкциясына серіктің корпусына қатысты айналатын маховиктерді (роторлар) енгізу, серіктің бағдарлаудағы дәлдігін арттыруға мүмкіндік береді, бірақ серіктің массасын арттырады. Бағдарлаудың комбинацияланған (құрамдастырылған) басқару жүйесі практикалық қолдану үшін қызығушылық тудырады және терең зерттеуді қажет етеді [11].

2 СЕРІКТІҢ ҚОЗҒАЛЫС ТЕНДЕУІ

2.1 Есептің қойылымы

Серіктің орбиталды бағдары деп оның Oz_1 және Oz_2 сәйкесінше $\pm OX_3$ және $\pm OX_2$ өстеріне сәйкес келетін орбиталды координаттар жүйесіндегі тыныштық күйін айтамыз. Серіктің орбиталды бағдары кристалдарды өсіру бойынша ғарыштық эксперименттер жүргізу үшін ең ыңғайлы. Ыңғайлылық, бұл режимде гирожүйенің кинетикалық моментінің жиналуы баяу жүреді – көрсетілген жағдайда гравитациялық момент нөлге тең, ал аэродинамикалық моменттің шамасы аз. Серіктің орбиталды бағдар режимінде күн батареяларының электр энергиясын өндіру мүмкіндігі төмен болуы, осы режимнің кемшілігі болып табылады [2].

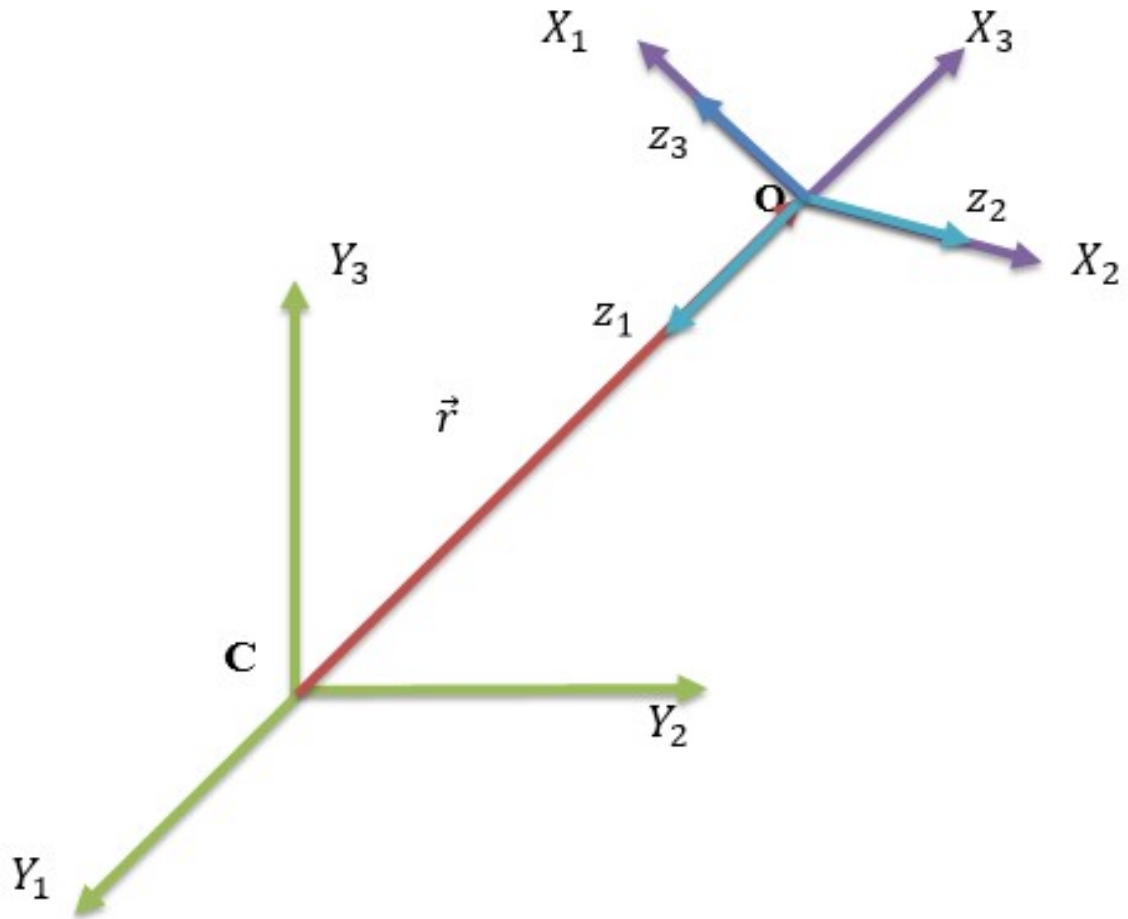
Орбиталды бағдарлау жағдайын қарастырайық, мұндағы Oz_1 өсі OX_3 өсімен, ал Oz_2 өсі OX_2 өсімен сәйкес келеді. Бұл жағдай мынадай қатынаспен сипатталады

$$\gamma = \beta = 0, \delta = \pi \quad (2.1.1)$$

Координаттар жүйесі. Біз шеңберлік орбита бойымен қозғалатын гирожүйе арқылы тұрақтандырылатын серікті қарастырамыз. Серіктің айналмалы қозғалысын сипаттау үшін келесі координаттар жүйесін енгіземіз. Жердің жасанды серігін шеңберлік орбита арқылы қозғалатын гиросат деп есептейміз. Серіктің қозғалысын сипаттау үшін үш оң декарттық координаттар жүйесін пайдаланамыз: $Oz_1z_2z_3$ серікпен байланысқан координаттар жүйесі, $OX_1X_2X_3$ серіктің орбиталды координаттар жүйесі және Жермен байланысқан $CY_1Y_2Y_3$ гринвичтік координаттар жүйесі. Осы координаталар жүйесінің сызбасы төмендегі 2.1-суретте көрсетілген.

$Oz_1z_2z_3$ серікпен байланысқан координаттар жүйесінің өстері серіктің бас инерция өстерімен сәйкес келеді. Oz_1 өсі оның бойлық өсіне параллель, Oz_2 өсі күн батареяларының жазықтығына перпендикуляр. $\vec{e}_1, \vec{e}_2, \vec{e}_3$ – серікпен байланысқан координаттар жүйесінің бірлік векторлары. Орбиталды координаттар жүйесінің бас нүктесі O серіктің массалар центрінде орналастырылады. OX_3 өсі геоцентрлік радиус-вектор бағытымен бағытталады, OX_2 өсі – серіктің орбиталды қозғалысының кинетикалық моментінің векторы бойымен бағытталады. $\vec{E}_1, \vec{E}_2, \vec{E}_3$ – жүйенің бірлік векторлары.

Гринвичтік координаттар жүйесінің C бас нүктесі Жердің массалар центрімен сәйкес келеді. CY_1Y_2 жазықтығы экватордың жазықтығымен сәйкес келеді, CY_1 өсі гринвич меридианын қиып өтеді, ал CY_3 өсі Жердің айналу өсі бойынша Солтүстік полюске бағытталған.



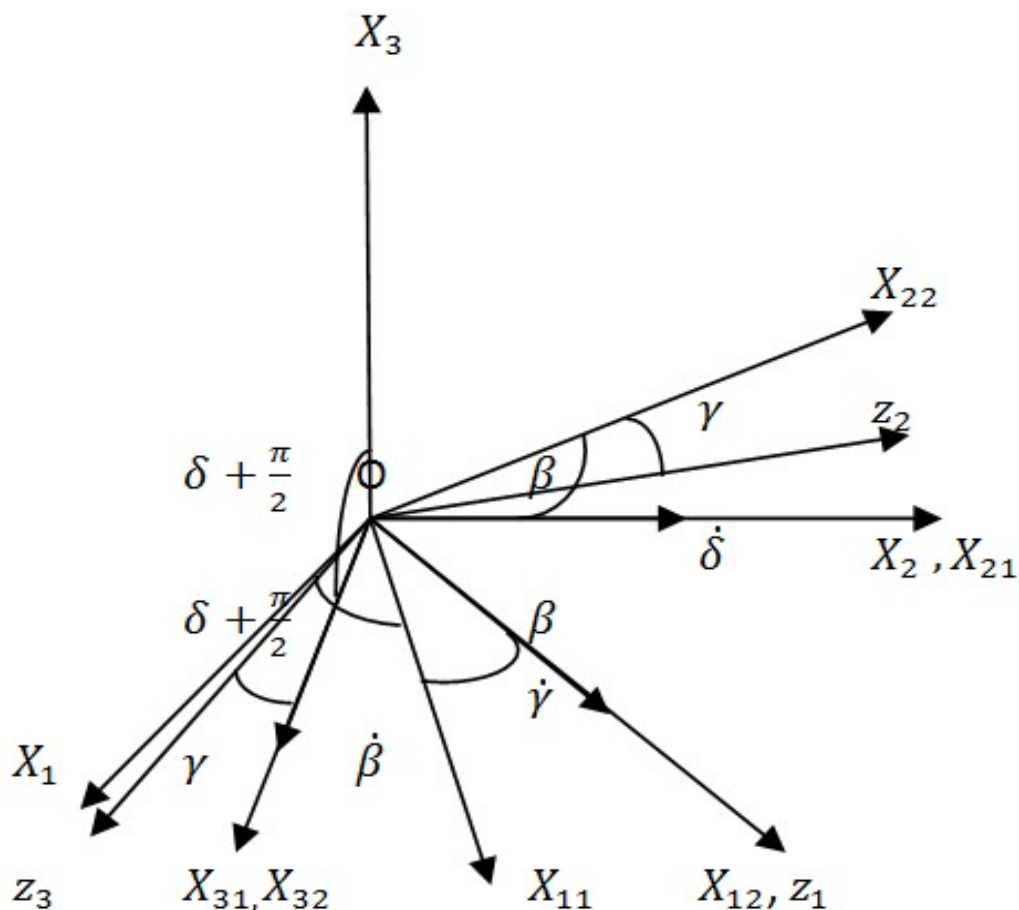
2.1 – сурет. Серіктің қозғалысын сипаттайтын координаттар жүйесі

Орбиталды координаттар жүйесінен гринвичтік координаттар жүйесіне өту матрицасын $C = \|c_{ij}\|_{i,j=1}^3$ деп белгілейміз, мұндағы c_{ij} – Y_i және X_j өстері арасындағы бұрыштардың косинусы. Бұл матрицаның элементтері гринвичтік координаттар жүйесіндегі серіктің массалар центрінің жылдамдығының компоненттері мен координаттары арқылы көрсетіледі.

$OZ_1Z_2Z_3$ жүйесінен $OX_1X_2X_3$ және $CY_1Y_2Y_3$ жүйелеріне көшу матрицаларын сәйкесінше $A = \|a_{ij}\|_{i,j=1}^3$ және $B = \|b_{ij}\|_{i,j=1}^3$ деп белгілеп аламыз. Мұндағы $a_{ij} = \vec{E}_i \cdot \vec{e}_j$, b_{ij} – CY_i және OZ_j өстері арасындағы бұрыштардың косинустары. $B = CA$ қатынасы дұрыс болып табылады.

Орбиталды координаттар жүйесінен байланысқан координаттар жүйесіне көшудің реті 2.2–суретте көрсетілгендей орындалады.

А матрицасын γ , δ және β бұрыштары арқылы параметрлейміз. $OX_1X_2X_3$ жүйесі $Oz_1z_2z_3$ жүйесіне келесідей үш кезекті бұрылыс жасау арқылы өтуге мүмкіндік береді: 1) X_2 өсі бойымен $\delta + \pi/2$ бұрышына; 2) жаңа X_3 өсі бойымен β бұрышқа; 3) z_1 өсімен сәйкес келетін жаңа X_1 өсі бойымен γ бұрышқа бұрамыз. А матрицасының элементтері осы бұрыштар арқылы төмендегі формулалар арқылы анықталады:



2.2 – сурет. Орбиталды координаттар жүйесінен байланысқан координаттар жүйесіне көшу

Орбиталды координаттар жүйесінен байланысқан координаттар жүйесіне (2.1.2) көшу матрицасын (2.1.1) матрицаларын өзара көбейту арқылы аламыз.

$$A_{\delta+\frac{\pi}{2}} = \begin{pmatrix} -\sin \delta & 0 & \cos \delta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\cos \delta & 0 & -\sin \delta \end{pmatrix};$$

$$A_{\beta} = \begin{pmatrix} \cos \beta & -\sin \beta & 0 \\ \sin \beta & \cos \beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}; \quad (2.1.1)$$

$$A_{\gamma} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma & -\sin \gamma \\ 0 & \sin \gamma & \cos \gamma \end{pmatrix}.$$

$$A = A_{\delta + \frac{\pi}{2}} A_{\beta} A_{\gamma} \quad (2.1.2)$$

(2.1.2) көшу матрицасының элементтері төменде көрсетілген:

$$\begin{aligned} a_{11} &= -\sin \delta \cos \beta, & a_{12} &= \cos \delta \sin \gamma + \sin \delta \sin \beta \cos \gamma, \\ a_{21} &= \sin \beta, & a_{22} &= \cos \beta \cos \gamma, \\ a_{31} &= -\cos \delta \cos \beta, & a_{32} &= -\sin \delta \sin \gamma + \cos \delta \sin \beta \cos \gamma, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} a_{13} &= \cos \delta \cos \gamma - \sin \delta \sin \beta \sin \gamma, \\ a_{23} &= -\cos \beta \sin \gamma, \\ a_{33} &= -\sin \delta \cos \gamma - \cos \delta \sin \beta \sin \gamma. \end{aligned}$$

2.2 Серікке әсер ететін күштердің моменттері

Серікке әсер ететін гравитациялық момент мына түрде есептелінеді:

$$\vec{M}_g = (\text{grad}_{\vec{e}_r} U) \times \vec{e}_r \quad (2.2.1)$$

Мұндағы гравитациялық өріс потенциалы мынандай қатар арқылы өрнектеледі:

$$U = \frac{fM}{r} \left\{ 1 + \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=0}^n I_{nm} \left(\frac{R_e}{R} \right)^n P_{nm}(\sin \theta_1) \cos m(\lambda_1 - \lambda_{1nm}) \right\}.$$

$\vec{e}_r$ – $\vec{r}$ серіктің радиус-векторымен бағытталған бірлік вектор. Бұл вектордың байланған координаттар жүйесінің өстеріне проекциялары:

$$\vec{e}_r = \begin{pmatrix} a_{31} \\ a_{32} \\ a_{33} \end{pmatrix} \quad (2.2.2)$$

$$\text{grad}_{\vec{e}_r} U = -\frac{3\mu}{r^3} J \vec{e}_r \quad (2.2.3)$$

(2.1.3) өрнегіндегі J – инерция моменті. Серікпен байланысқан координаттар жүйесіндегі инерция тензоры келесі түрде жазылады:

$$J = \begin{pmatrix} J_{z_1 z_1} & -J_{z_1 z_2} & -J_{z_1 z_3} \\ -J_{z_2 z_1} & J_{z_2 z_2} & -J_{z_2 z_3} \\ -J_{z_3 z_1} & -J_{z_3 z_2} & J_{z_3 z_3} \end{pmatrix} \quad (2.2.4)$$

(2.1.2), (2.1.3) және (2.1.4) теңдеулерін (2.1.1) теңдеуіне қойып гравитациялық моменттің $Oz_1 z_2 z_3$ серікке байланысқан координаттар жүйесіндегі проекцияларын (2.2.5) теңдеулер жүйесі түрінде аламыз [4]:

$$\begin{aligned} M_{z_1} &= \frac{3\mu}{r^3} (J_{z_3 z_3} - J_{z_2 z_2}) a_{32} a_{33} \\ M_{z_2} &= \frac{3\mu}{r^3} (J_{z_1 z_1} - J_{z_3 z_3}) a_{31} a_{33} \\ M_{z_3} &= \frac{3\mu}{r^3} (J_{z_2 z_2} - J_{z_1 z_1}) a_{31} a_{32} \end{aligned} \quad (2.2.5)$$

Серік шеңберлік орбита бойымен қозғалатындықтан $\frac{\mu}{r^3} = \omega_0^2 = \text{const}$ теңдігі орындалады, мұндағы ω_0 – серіктің массалар центрінің орбита бойымен қозғалыс кезіндегі бұрыштық жылдамдығы. Осыны ескере отырып (2.2.5) теңдеулер жүйесін (2.2.6) теңдеулер жүйесі түрінде жазамыз.

$$\begin{aligned} M_{z_1} &= 3\omega_0^2 (J_{z_3 z_3} - J_{z_2 z_2}) a_{32} a_{33} \\ M_{z_2} &= 3\omega_0^2 (J_{z_1 z_1} - J_{z_3 z_3}) a_{31} a_{33} \\ M_{z_3} &= 3\omega_0^2 (J_{z_2 z_2} - J_{z_1 z_1}) a_{31} a_{32} \end{aligned} \quad (2.2.6)$$

Серіктің пішіні. Серіктің пішіні екі тік бұрышты пластина – күн батареялары бекітілген айналмалы цилиндр түрінде анықталады. Цилиндрдің радиусы R және биіктігі L оның өсі Oz_1 өсімен сәйкес келеді. Пластиналар $Oz_1 z_3$ жазықтығында Oz_1 өсіне қатысты симметриялы орналасқан. Пластиналардың жақтары Oz_1 және Oz_3 өстеріне параллель. Пластиналардың жиынтық ауданы S_b құрайды. $(z_c, 0, 0)$ және $(z_b, 0, 0)$ цилиндр мен пластиналардың геометриялық центрлерінің координаттары.

Серікке әсер ететін аэродинамикалық момент (2.2.7) теңдеу арқылы есептелінеді. Серіктің корпусымен атмосфера молекулаларының соқтығысуы

кезінде серпімді емес соққы болады деп ұйғарып, аэродинамикалық моменттің формуласын төмендегідей аламыз [7]:

$$\vec{M}_a = \rho_a |\vec{v}| (\vec{v} \times \vec{P}) \quad (2.2.7)$$

Мұндағы $\vec{P} = \vec{P}(\vec{v})$ – серіктің сыртқы қабығының $\vec{v}$ векторына перпендикуляр Π_v жазықтығына проекциясы болатын геометриялық бейненің бірінші моменті. $\vec{P}$ векторы Π_v жазықтығында жатыр және Π_v жазықтығына проекциясы O нүктесіне қатысты есептеледі. Бұл формула $\vec{P} = \vec{P}(\vec{v}) + r\vec{v}$ ауыстырғанда өзгеріссіз болып қалатындықтан, мұндағы r кез-келген скаляр, сондықтан $\vec{P}(\vec{v})$ функциясын $\vec{P} \in \Pi_v$ шартымен байланыстырмай беруге болады. $|\vec{v}|\vec{P}(\vec{v})$ векторының компоненттерін $Oz_1z_2z_3$ координаттар жүйесінде береміз: $|\vec{v}|\vec{P} = (p, 0, 0)$, мұндағы

$$p = \pi R^2 z_c |v_1| + S_b z_b |v_2| + 2RLz_c + \sqrt{v_2^2 + v_3^2}, \quad \vec{v} = (v_1, v_2, v_3).$$

2.3 Серіктің қозғалыс теңдеуі

Серіктің қозғалыс теңдеулері екі жүйеден тұрады. Бірінші жүйе серіктің массалар центрінің қозғалысын, екіншісі – массалар центріне (айналмалы қозғалыс) қатысты қозғалысты сипаттайды. Бірінші жүйе гринвичтік координаттар жүйесінде жазылады. Оның айнымалылары ретінде – O нүктесінің $\vec{r}$ геоцентрлік радиус-векторы мен гринвичтік координаттар жүйесіне қатысты осы нүктенің $\vec{v}$ жылдамдығының компоненттері қарастырылады [6].

Айналмалы қозғалыс теңдеулерінің жүйесі массалар центріне қатысты серіктің кинетикалық моментінің өзгеруі туралы теоремадан, Эйлердің кинематикалық теңдеулерінен және гирожүйенің кинетикалық моментінің өзгеруін сипаттайтын теңдеулерден тұрады. Кинетикалық моменттің өзгеруі туралы теореманы білдіретін теңдеулерде гравитациялық және аэродинамикалық моменттер ескеріледі. Гравитациялық момент үшін қарапайым аналитикалық өрнек бар [7]. Аэродинамикалық момент серіктің оған бекітілген екі тік бұрышты пластина – күн батареялары бекітілген цилиндр ретінде есептеледі.

Серіктің айналмалы қозғалысының теңдеулер жүйесіндегі Эйлердің динамикалық теңдеулерін төмендегі (2.3.1) кинетикалық моменттің өзгеруі туралы теоремадан аламыз:

$$\begin{aligned}\frac{d\vec{K}}{dt} &= \vec{M}_0^e, \\ \vec{K} &= I\vec{\omega},\end{aligned}$$

$$\vec{M}_0^e = \frac{d\vec{K}_0}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{K}_0, \quad (2.3.1)$$

$$\vec{M}_0^e = I\dot{\vec{\omega}} + \vec{\omega} \times (I\vec{\omega}),$$

$$\dot{\vec{\omega}} = I^{-1} \left(\vec{M}_0^e - \vec{\omega} \times (I\vec{\omega}) \right).$$

Серіктің массалар центріне қатысты қозғалысының кинетикалық моментінің өзгеруі туралы теорема (2.3.2) теңдеулерімен анықталады:

$$I_1\dot{\omega}_1 + \dot{h}_1 + (I_3 - I_2)\omega_2\omega_3 + h_3\omega_2 - h_2\omega_3 = \frac{3\mu_E}{r^5}(I_3 - I_2)r_2r_3,$$

$$I_2\dot{\omega}_2 + \dot{h}_2 + (I_1 - I_3)\omega_1\omega_3 + h_1\omega_3 - h_3\omega_1 = \frac{3\mu_E}{r^5}(I_1 - I_3)r_1r_3 + \rho_a p v_3, \quad (2.3.2)$$

$$I_3\dot{\omega}_3 + \dot{h}_3 + (I_2 - I_1)\omega_1\omega_2 + h_2\omega_1 - h_1\omega_2 = \frac{3\mu_E}{r^5}(I_2 - I_1)r_1r_2 - \rho_a p v_2.$$

Бұл теңдеулер серіктің $\vec{\omega} = (\omega_1, \omega_2, \omega_3)$ абсолюттік бұрыштық жылдамдығының, гирожүйенің $\vec{H} = (h_1, h_2, h_3)$ кинетикалық моментінің және серіктің массалар центрінің $\vec{r} = (r_1, r_2, r_3)$ радиус – векторының компоненттерін пайдаланып жазылған. Сонымен қатар (2.3.2) теңдеулерде $r = |\vec{r}|$, $J_i = O z_i$ ($i=1,2,3$) өстеріне қатысты серіктің инерция моменттері, μ_i – Жердің гравитациялық параметрі.

Серіктің бұрыштық жылдамдықтарын байланысқан координаттар жүйесіне проекциялау арқылы (2.3.3) Эйлердің кинематикалық теңдеулерін аламыз:

$$\omega_1 = \dot{\gamma} + (\dot{\delta} + \omega_0) \sin \beta,$$

$$\omega_2 = \dot{\beta} \sin \gamma + (\dot{\delta} + \omega_0) \cos \beta \cos \gamma, \quad (2.3.3)$$

$$\omega_3 = \dot{\beta} \cos \gamma - (\dot{\delta} + \omega_0) \cos \beta \sin \gamma.$$

Эйлердің кинематикалық теңдеулерінен $\dot{\gamma}$, $\dot{\delta}$, $\dot{\beta}$ шамаларын қорытып шығарамыз:

$$\dot{\gamma} = \omega_1 - \operatorname{tg} \beta (\omega_2 \cos \gamma - \omega_3 \sin \gamma),$$

$$\dot{\delta} = \frac{\omega_2 \cos \gamma - \omega_3 \sin \gamma}{\cos \beta} - \omega_0, \quad (2.3.4)$$

$$\dot{\beta} = \omega_2 \sin \gamma + \omega_3 \cos \gamma.$$

мұндағы ω_0 – серіктің орташа қозғалысы (орбиталдық жиілік).

Серіктің айналмалы қозғалысының теңдеулер жүйесін тұйықтау үшін, (2.3.2) және (2.3.4) теңдеулер жүйесіне h_i шамаларының өзгеруін сипаттайтын (2.3.5) теңдеулерді қосу қажет. Бұл теңдеулер төменде жазылған.

h_i шамаларының өзгеруін сипаттайтын теңдеулер:

$$\dot{h}_1 = h_2 \omega_3 - h_3 \omega_2 - m_1,$$

$$\dot{h}_2 = h_3 \omega_1 - h_1 \omega_3 - m_2, \quad (2.3.5)$$

$$\dot{h}_3 = h_1 \omega_2 - h_2 \omega_1 - m_3.$$

Мұндағы m_i – гирожүйе тарапынан серіктің корпусына әсер ететін $\overrightarrow{M_c}$ басқарушы моменттің компоненттері. Осы теңдеулерді (2.3.2) жүйеге қою оны (2.3.6) теңдеулер жүйесі түріне келеді:

$$I_1 \dot{\omega}_1 + (I_3 - I_2) \omega_2 \omega_3 = \frac{3\mu_E}{r^5} (I_3 - I_2) r_2 r_3 + m_1,$$

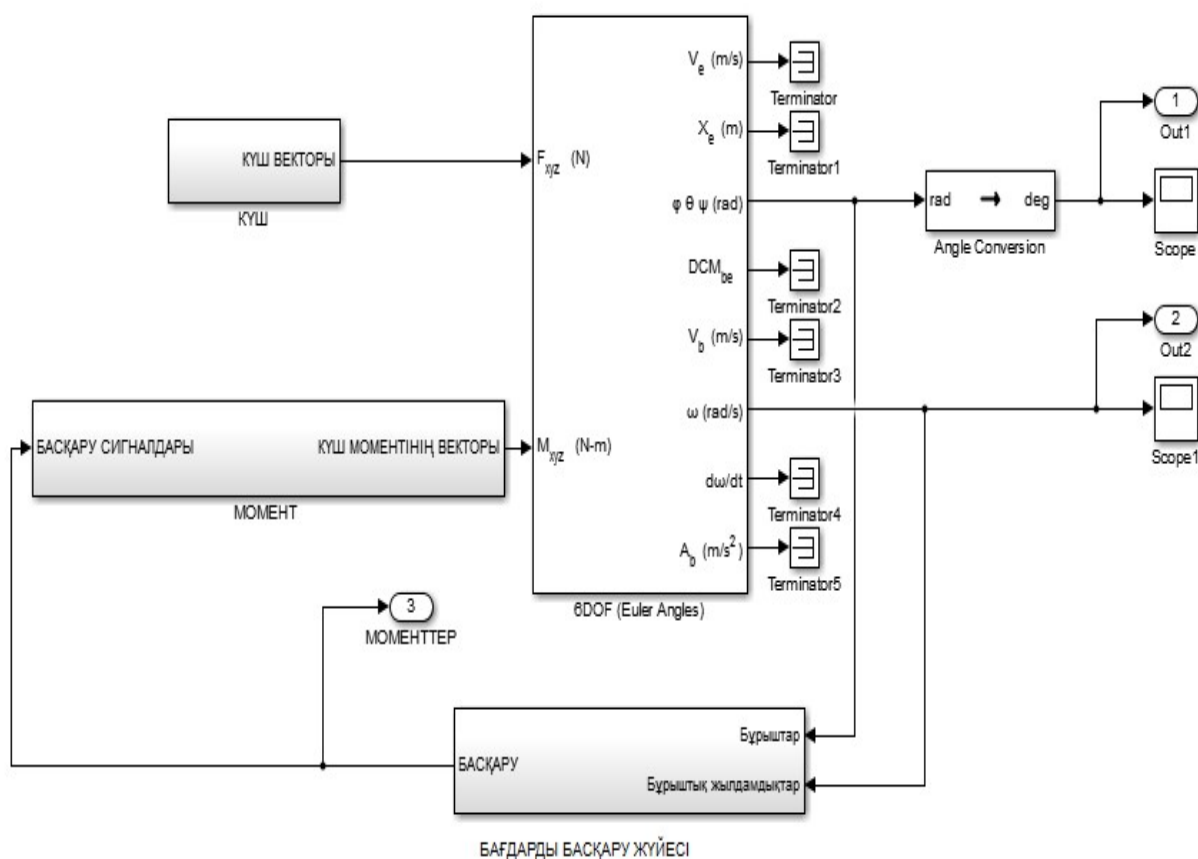
$$I_2 \dot{\omega}_2 + (I_1 - I_3) \omega_1 \omega_3 = \frac{3\mu_E}{r^5} (I_1 - I_3) r_1 r_3 + \rho_a p v_3 + m_2, \quad (2.3.6)$$

$$I_3 \dot{\omega}_3 + (I_2 - I_1) \omega_1 \omega_2 = \frac{3\mu_E}{r^5} (I_2 - I_1) r_1 r_2 - \rho_a p v_2 + m_3.$$

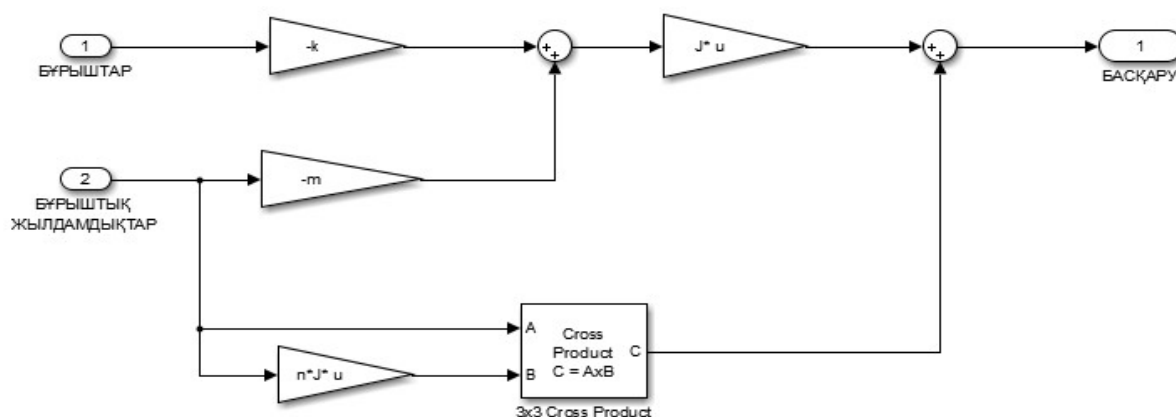
3 ҒАРЫШ АППАРАТЫНЫҢ БАСҚАРЫЛАТЫН АЙНАЛМАЛЫ ҚОЗҒАЛЫСЫН МОДЕЛЬДЕУ

Ғарыш аппаратының (ҒА) бағдарды тұрақтандыру жүйесі бойынша басқарылатын моделін жасайық. Басқарудың міндеті ғарыш аппаратын кеңістікте тұрақтандыру болып табылады.

ҒА-ын басқаруды қамтамасыз ету үшін модельге бағдарды басқару контурын қосамыз. ҒА-ның кеңістіктегі айналымды қозғалысының параметрлері бұрыш пен бұрыштық жылдамдықтар оның бортында орналасқан датчиктер көмегімен анықталады. Осы датчиктерден алынған мәліметтер негізінде басқару күштерінің моменттері қалыптасады. Басқару контуры 3.1– суретте көрсетілген модель арқылы іске асырылады. Мұндағы бағдарды басқару жүйесінің блок – сызбасы 3.2 – суретте көрсетілген.



3.1 – сурет. Ғарыш аппаратының бағдарын тұрақтандырудың блок – сызбасы



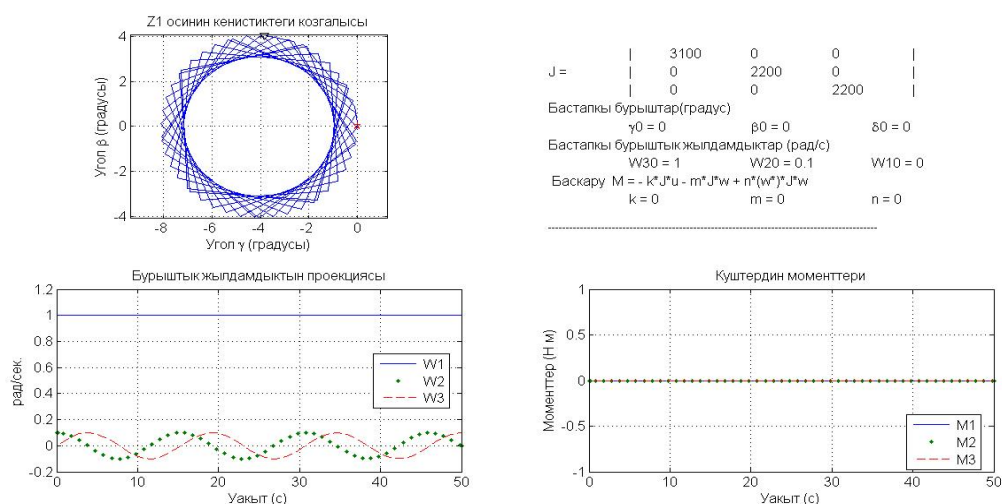
3.2 – сурет. Ғарыш аппаратының бағдарды басқару жүйесінің блок – сызбасы

Басқарушы момент төмендегі теңдеу бойынша анықталады:

$$M_i = -k \cdot J \cdot u - m \cdot J \cdot w_i + n \cdot g \cdot J \cdot w_i, \quad i = 1, 2, 3. \quad (3.1)$$

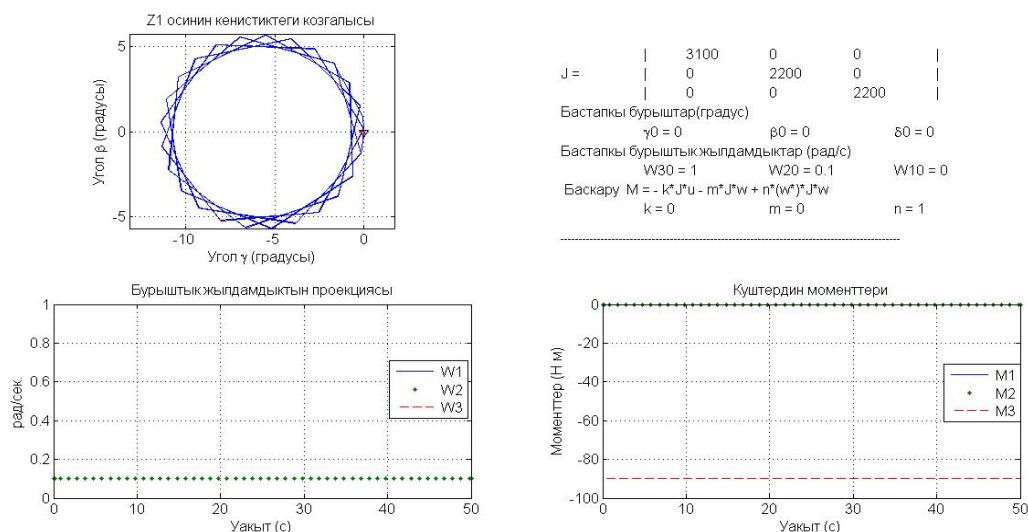
Мұндағы M – басқарушы момент векторының проекциялары, u – Эйлер бұрыштары, w – бұрыштық жылдамдық векторының проекциялары, g – бұрыштық жылдамдық проекцияларының антисимметриялы матрицасы, k – ауытқу бұрышы бойынша кері байланыс коэффициенті, m – бұрыштық жылдамдық бойынша кері байланыс коэффициенті, n – гироскоптық моменттің компенсациялау коэффициенті

Модельдің жұмысын бірнеше мысалдар арқылы сипаттайық. Басқару болмаған кездегі ($k=m=n=0$) ҒА-ның қозғалысы тексереміз. Мұндай қозғалысты модельдеудің нәтижелері 3.3 – суретте көрсетілген.



3.3 – сурет. Ғарыш аппаратының басқарылмайтын қозғалысы

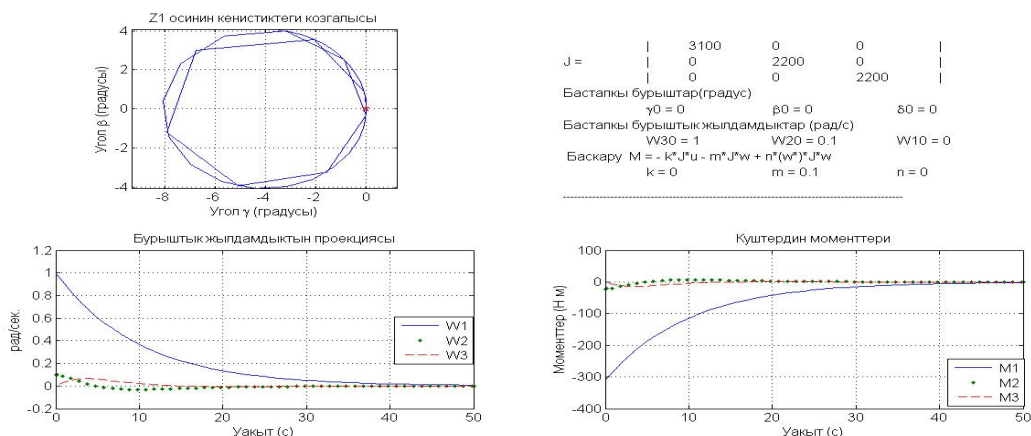
Егер гироскоптық моменттің компенсациялау коэффициентін ($n=1$) беру арқылы ГА-ның қозғалысын жүзеге асырса нәтижесі 3.4 – суретте көрсетілген түрде болады.



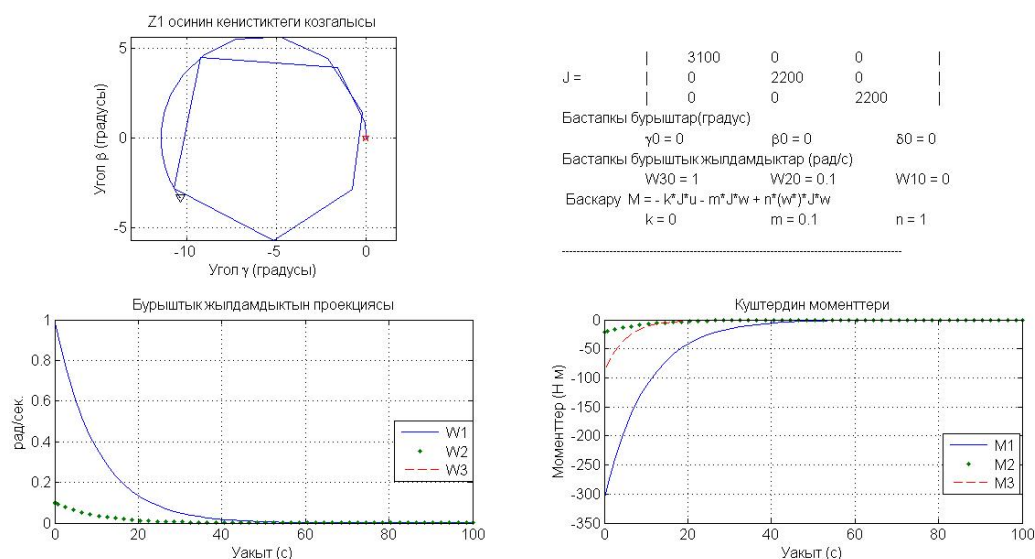
3.4 – сурет. Гироскоптық момент компенсациясының әсері

Мұндай басқарудың нәтижесі z_1 өсінің тербеліс амплитудасының айтарлықтай азаюына алып келеді.

Енді тербелістерді бәсеңдету есебін қарастырайық (яғни, ГА-ның кеңістікте қозғалмайтын жағдайға келтіру). Ол үшін тек бұрыштық жылдамдық бойынша басқаруды (кері байланысты) енгіземіз. Егер $m=0.1$ деп алып, ал қалған басқару коэффициенттері нөлге тең болса, онда динамикалық симметриялы ГА-ы үшін 3.5 – суретте көрсетілген қозғалысты аламыз. Егер тербелістерді бәсеңдету моментіне гироскоптық момент компенсациясын қоссақ, онда ГА-ның қозғалысы 3.6–суретте көрсетілгендей өстердің бастапқы жағдайдан едәуір аз ауытқулары арқылы орындалады.

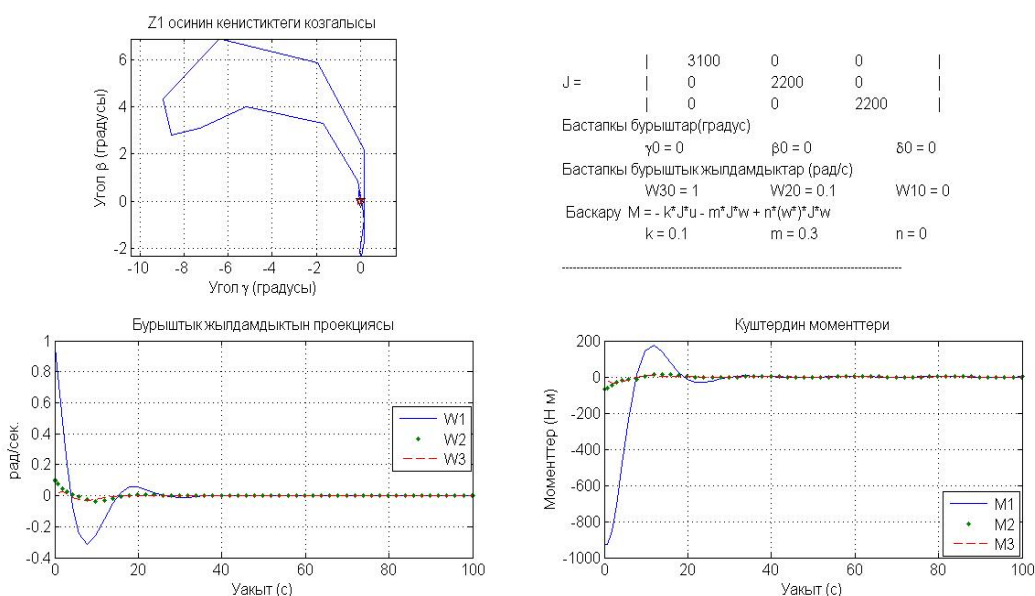


3.5 – сурет. Ғарыш аппаратының "қозғалмау" режимі



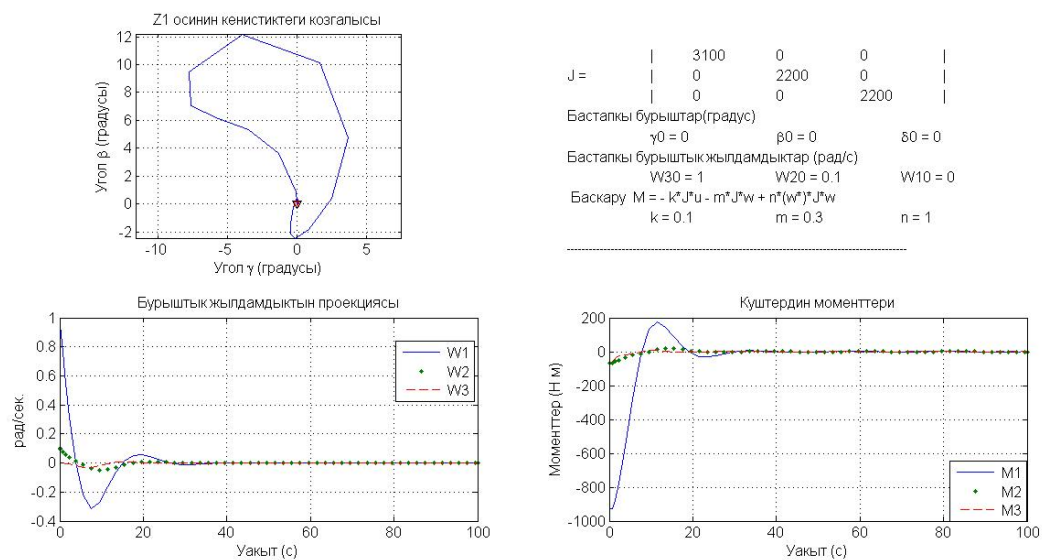
3.6– сурет. Ғарыш аппаратының гироскоптық моменттің компенсациялауымен "қозғалмау" режимі

Енді ҒА-ы жағдайының бағдарланған бағытқа келуін, яғни үш бұрышта нөлге тең болатын жағдайды қарастырайық. Ол үшін бұрыштық жылдамдық бойынша кері байланыс коэффициентімен қатар, бұрыштар бойынша кері байланыс коэффициентін енгіземіз. z_1 өсінің бұрыштар бойынша бастапқы ауытқуын 0.1 радиан деп аламыз. Онда $k=0.1$ және $m=0.3$ кезінде 3.7– суретте көрсетілген нәтижелерге келеміз.



3.7– сурет. Ғарыш аппаратының бағдарын тұрақтандыру режимі

Гироскоптық моменттің қосымша компенсациясы 3.8 – суретте көрсетілгендей тұрақтандыру процесін жақсартатынын көруге болады.



3.8– сурет. Гироскоптық моменттің компенсациялауымен тұрақтандыру режимі

ҚОРЫТЫНДЫ

Дипломдық жұмыс тақырыбының өзектілігі, оның тәжірибелік тұрғыдан маңыздылығы бұл жұмыста осы уақыттағы жетістіктерді ескере отырып қарастырылған. Жердің жасанды серігінің жүйелері туралы мәліметтер баяндалған, соның ішінде бағдарды басқару және тұрақтандыру жүйесіне толығырақ тоқталған. Жердің жасанды серігінің бағдарды басқару және тұрақтандыру жүйесінің жалпы құрылысы сипатталып, оның маңыздылығы, басқа жүйелермен өзара байланысы көрсетілген.

Серіктің орбиталды бағдар режиміндегі массалар центріне қатысты айналмалы қозғалысының заңдылығы Эйлердің динамикалық және кинематикалық теңдеулері арқылы алынған. Бұл қозғалыс теңдеуінде серікке әсер ететін гравитациялық және аэродинамикалық моменттердің әсері ескерілген. Серіктің орбиталды бағдарын тұрақтандыру гирожүйе арқылы іске асырылған.

Ғарыш аппаратының бағдарлау және тұрақтандыру жүйелерінің негізгі жұмыс жасауының принциптері қаралынған. Matlab Simulink бағдарламалық жүйесінде серіктің бағдарлау жүйесінің жұмысын бағалаудың графиктерін алу үшін математикалық моделі құрылған. Математикалық модель жүйенің барлық жұмыс процесін барынша бейнелеуге және тәуелділіктерді талдау жасау үшін ыңғайлы формада графиктер түрінде алуға мүмкіндік береді.

ПАЙДАЛАНЫЛГАН ӘДЕБИЕТТЕР ТІЗІМІ

1. Игнатов А.И., Сазонов В.В. Реализация режимов вращательного движения ИСЗ с малым уровнем микроускорений электромеханическими исполнительными органами. Космические исследования. 2012. Т. 50. №5. с.380-393.
2. Латышев Л.А., Использование электроракетных двигателей для реализации режима движения ИСЗ с малым уровнем микроускорений/ Штырлин А.Ф., Непейвода О.М., Сазонов В.В.. Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша РАН.–2007. –№ 16.
3. Абрашкин В.И., Электромагнитная система управления вращательным движением спутника, обеспечивающая малый уровень микроускорений на его борту. Абрашкин В.И., Пузин Ю.А., Сазонов В.В.. Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша РАН. – 2010. –№ 22.
4. Игнатов А.И., Сазонов В.В. Стабилизация режима гравитационной ориентации искусственного спутника Земли электромагнитной системой управления. Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. 2016. № 28.
5. Игнатов А.И., Сазонов В.В. Реализация режимов вращательного движения ИСЗ с малым уровнем остаточных микроускорений электромеханическими исполнительными органами. Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. 2008. № 91.
6. Бажинов И.К., Гаврилов В.П., Ястребов В.Д. и др. Навигационное обеспечение полета орбитального комплекса «Салют-6» - «Союз» - «Прогресс». М.: Наука, 1985.
7. Белецкий В.В., Движение искусственного спутника относительно центра масс. М.: Наука, 1965.
8. Малкин И.Г., Теория устойчивости движения. М., Наука, 1966.
9. Барбашин Е.А., Функции Ляпунова. М., Наука, 1970.
10. Игнатов А.И., Сазонов В.В., Реализация режимов вращательного движения ИСЗ с малым уровнем остаточных микроускорений электромеханическими исполнительными органами
11. Гущин В.Н., Системы ориентации и стабилизации. Основы устройства космических аппаратов: Учебник для вузов. — М.: Машиностроение, 2003. — С. 241—257. — 272 с.
12. James R., Wiley J. ПРОЦЕСС ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ
13. Игнатов А.И., Сазонов В.В., Стабилизация режима орбитальной ориентации искусственного спутника Земли без накопления кинетического момента гиросистемы

14. Меркин Д.Р., Введение в теорию устойчивости движения. М., Наука, 1976.
15. Белецкий В.В., Движение спутника относительно центра масс в гравитационном поле. М.: Издательство московского университета, 1975.
16. Савинов Ю.Г., Анализ и оптимизация траекторий движения космических летательных аппаратов, Алматы: Издательство «Эверо», 2007.
17. А.Құсайынов., Қазақша–орысша, орысша–қазақша терминологиялық сөздік – Алматы: Рауан, 1999 - 246 б.
18. Жолдасбеков Ө. А., Сағитов М. Н., «Теориялық механика», Алматы, 2010. – 575с.
19. Артюхин Ю. П., Каргу Л. И., Симаев В. Л., Системы управления космических аппаратов, стабилизированных вращением. Издательства «Наука» 1979. -297с.
20. Б.В.Раушенбах, Е.Н.Токарь., Управление ориентацией космических аппаратов. М.: Наука, 1974г. –600с.
21. Дьяконов В. П., Simulink 5/6/7 самоучитель. Москва: ДМК пресс, 2008.
22. Лазарев Ю. Ф., Математическое моделирование физических процессов и технических систем: Учебный курс. - К.: 2004. - 474 с.

ҚОСЫМША

Matlab Simulink бағдарламалық жүйесінде серіктің бағдарлау жүйесінің жұмысын бағалаудың графиктерін алу үшін арналған сандық есеп

```
clear all
clc
%ГА-ның параметрлері
J=[3100 0 0;0 2200 0;0 0 2200]; % ГА-ның инерция моментінің матрицасы
m=200; % ГА-ның салмағы
% Басқару коэффициенттерін беру
k=0; % Бұрыштар бойынша кері байланыс к-нт

m=0; % Бұрыштық жылдамдықтар бойынша кері байланыс к-нт
n=1; % Гироскоптық моменттің компенсациялау к-нті
% Бастапқы шарттарды беру
XYZ0=[0 0 0]; % ГА-ның бастапқы орны
V0=[0 0 0]; % ГА-ның бастапқы жылдамдығы
u0=[0 0 0]; % ГА-ның бастапқы бұрыштары
W0=[1 0.1 0]; % ГА-ның бастапқы бұрыштық жылдамдықтары
% Интегралдау параметрлері
TK=100; % Интегралдаудың соңғы уақыты
hi=0.1; % Интегралдау қадамы
% Модельді іске қосу
sim('UprDvigKAqw');
% Интегралдаудың нәтижесі
DELTA=yout(:,1); BETA=yout(:,2); GAMA=yout(:,3);
W1=yout(:,4); W2=yout(:,5); W3=yout(:,6);
t=tout;
M1=yout(:,7); M2=yout(:,8); M3=yout(:,9);
%Нәтижелерді график түрінде бейнелеу
subplot(2,2,1)
plot(-DELTA,BETA,-GAMA(1),BETA(1),'pr',-GAMA(end),BETA(end),'kv'), grid
axis('equal');
set(gca,'FontSize',12)
title(' Z1 осинин кенистиктеги козгалысы');
ylabel('Бурыш \beta (градус)');
xlabel(' Бурыш \gamma (градус)');
subplot(2,2,3)
plot(t,W1,t,W2,'.',t,W3,'--'), grid%plot(t,M1,t,M2,'.',t,M3,'--'), grid
set(gca,'FontSize',12)
title('Бурыштық жылдамдыктын проекциясы');%title('Күштің моменттері');
xlabel('Уакыт (с)');
ylabel('рад/сек.');
```

```
%ylabel('Моменттер (Н м)');
legend(' W1 ',' W2 ',' W3 ',0);%legend(' L ',' M ',' N ',0);
subplot(2,2,4)
plot(t,M1,t,M2,'.',t,M3,'--'), grid
set(gca,'FontSize',12)
```

```

title('Куштердин моменттери');
xlabel('Уакыт (с)');
ylabel('Момент (Н м)');
legend(' M1 ',' M2 ',' M3 ',0);
subplot(2,2,2)
axis('off');
h=text(-0.3,1.1,'| ', 'FontSize',14);
h=text(0.1,0.9,'| ', 'FontSize',12);
h=text(0.2,0.9,num2str(J(1,1)), 'FontSize',12);
h=text(0.4,0.9,num2str(J(1,2)), 'FontSize',12);
h=text(0.6,0.9,num2str(J(1,3)), 'FontSize',12);
h=text(0.8,0.9,'| ', 'FontSize',12);
h=text(-0.1,0.8,'J = ', 'FontSize',12);
h=text(0.1,0.8,'| ', 'FontSize',12);
h=text(0.2,0.8,num2str(J(2,1)), 'FontSize',12);
h=text(0.4,0.8,num2str(J(2,2)), 'FontSize',12);
h=text(0.6,0.8,num2str(J(2,3)), 'FontSize',12);
h=text(0.8,0.8,'| ', 'FontSize',12);
h=text(0.1,0.7,'| ', 'FontSize',12);
h=text(0.2,0.7,num2str(J(3,1)), 'FontSize',12);
h=text(0.4,0.7,num2str(J(3,2)), 'FontSize',12);
h=text(0.6,0.7,num2str(J(3,3)), 'FontSize',12);
h=text(0.8,0.7,'| ', 'FontSize',12);
h=text(-0.1,0.6,'Бастапкы бурыштар(градус)', 'FontSize',12);
h=text(0.1,0.5,['\delta0 = ',num2str(u0(3)*180/pi)], 'FontSize',12);
h=text(0.4,0.5,['\beta0 = ',num2str(u0(2)*180/pi)], 'FontSize',12);
h=text(0.7,0.5,['\gamma0 = ',num2str(u0(1)*180/pi)], 'FontSize',12);
h=text(-0.1,0.4,'Бастапкы бурыштык жылдамдыктар (рад/с)', 'FontSize',12);
h=text(0.1,0.3,['W10 = ',num2str(W0(1))], 'FontSize',12);
h=text(0.4,0.3,['W20 = ',num2str(W0(2))], 'FontSize',12);
h=text(0.7,0.3,['W30 = ',num2str(W0(3))], 'FontSize',12);
h=text(-0.1,0.2,'Баскаруу Mb = - k*J*u - m*J*w + k*(w*)*J*w', 'FontSize',12);
h=text(0.1,0.1,['k = ',num2str(k)], 'FontSize',12);
h=text(0.4,0.1,['m = ',num2str(n)], 'FontSize',12);
h=text(0.7,0.1,['n = ',num2str(m)], 'FontSize',12);
h=text(-0.1,-0.05,'-----
');

```