

ҚАЗАҚСТАН РЕСПУБЛИКАСЫ БІЛІМ ЖӘНЕ ҒЫЛЫМ МИНИСТРЛІГІ

Қ.И. Сәтбаев атындағы Қазақ ұлттық техникалық зерттеу университеті  
Бүркітбаев ат.Өнеркәсіптік автоматтандыру және цифрландыру институты  
Электроника, телекоммуникация және ғарыштық технологиялар кафедрасы

ОӘК 665.622.43.046.6-52 (043)

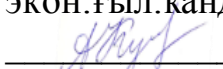
Қолжазба нұсқасында

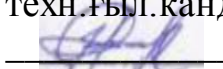
Қарамендина Диана Нүригенқызы

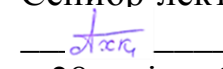
Магистр академиялық дәрежесін іздену үшін

### МАГИСТРЛІК ДИССЕРТАЦИЯ

Диссертация тақырыбы Зымыран тасығыштардың ғарыштық  
аппараттарын дамыту сатыларын зерттеу  
Мамандық 6М074600 – «Ғарыштық техника және  
технологиялар»

Ғылыми жетекші,  
экон.ғыл.канд., лектор  
 А.Е.Куттыбаева  
«27» шілде 2020 ж.

Оппонент,  
техн.ғыл.канд., АУЭС доценті  
 Касимов А.О.  
«27» шілде 2020 ж.

Нормобақылаушы:  
Сениор-лектор, доктор PhD  
 А.Хабай  
«28» шілде 2020 ж.

**ҚОРҒАУҒА ЖІБЕРІЛДІ**  
ЭТЖҒТ каф.меңгерушісі  
\_\_\_\_\_И.Сырғабаев  
« \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2020 ж.

Алматы 2020

ҚАЗАҚСТАН РЕСПУБЛИКАСЫ БІЛІМ ЖӘНЕ ҒЫЛЫМ МИНИСТРЛІГІ

Қ.И. Сәтбаев атындағы Қазақ ұлттық техникалық зерттеу университеті  
Бүркітбаев ат.Өнеркәсіптік автоматтандыру және цифрландыру институты  
Электроника, телекоммуникация және ғарыштық технологиялар кафедрасы

6M074600 – «Ғарыштық техника және технологиялар»

**БЕКІТЕМІН**

ЭТЖҒТ каф.меңгерушісі

\_\_\_\_\_ И.Сыргабаев

« \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2020 ж.

**магистерлік диссертация орындауға  
ТАПСЫРМА**

Магистрант Карамендина Дана Нуригенқызы

Тақырыбы: *«Зымыран тасығыштардың ғарыштық аппараттарын дамыту сатыларын зерттеу».*

Университет ректорының №1194-29.10.2018 ж. бұйрығымен бекітілген.

Дайын диссертацияны тапсыру уақыты «25» шілде 2020 ж.

Магистерлік диссертацияға берілген алғашқы мәліметтер: а) Зымыран мен ғарыштық техниканы пайдаланудың экологиялық қауіпсіздігі туралы зерттеулер; б) Зымырантасығыштарды жобалаудағы жұмыстарды параллелдеу тиімділігін бағалау моделі; в) Циолковский сандарын тасымалдаушы зымырандардың сатылары бойынша бөлу.

Диссертациялық жұмыста қарастырылатын мәселелер тізімі:

- а) Зерттеу тақырыбының ғылыми даму көрсеткіштеріне талдау;*
- б) Зымырантасығышты әзірлеу кезіндегі өрлемелі және төмендемелі жобалау технологияларының әдістемелік аспектілері;*
- в) Ұшыру аппараттарының параметрлік сериясы үшін масса-энергия коэффициенттерін анықтау.*

Сызбалық материалдар тізімі (міндетті сызбалар дәл көрсетілуі тиіс):

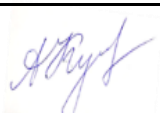

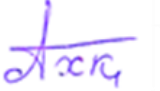
- а) Зерттеу құрылымының сызбасы;*
- б) Өнім түрінің өмірлік циклі (құру және пайдалану кезеңдері);*
- в) Төмендемелі жобалау сызбасы.*

Ұсынылатын негізгі әдебиет 58 атау.

магистерлік диссертацияны дайындау  
**КЕСТЕСІ**

Бөлімдер атауы, қарастырылатын мәселелер тізімі	Ғылыми жетекшіге және кеңесшілерге көрсету мерзімі	Ескерту
Зерттеу тақырыбының ғылыми даму көрсеткіштеріне талдау	04.01.2020 -25.01.2020	орындалды
Зымырантасығышты әзірлеу кезіндегі өрлемелі және төмендемелі жобалау технологияларының әдістемелік аспектілері	20.01.2020 -25.02.2020	орындалды
Ұшыру аппараттарының параметрлік сериясы үшін масса-энергия коэффициенттерін анықтау	25.02.2020 – 01.07.2020	орындалды

Диссертациялық жұмыс бөлімдерінің кеңесшілері мен норма бақылаушының аяқталған бөлімдерге қойған  
**қолтаңбалары**

Бөлімдер атауы	Кеңесшілер (аты, әкесінің аты, тегі, ғылыми дәрежесі, атағы)	Қол қойылған күні	Қолы
Диссертация жұмысының тақырыбын талдау	А.Е.Куттыбаева, ЭТжҒТ каф.лекторы	10.01.2020	
Теориялық ақпарат	А.Е.Куттыбаева, ЭТжҒТ каф.лекторы	25.04.2020	
Норма бақылау	PhD докторы, ЭТжҒТ каф.сениор-лекторы Хабай А.	28.07.2020	

Ғылыми жетекші  \_\_\_\_\_

А.Е.Куттыбаева

Магистрант  \_\_\_\_\_

Д.Қарамендина

Мерзімі

«27» шілде 2020 ж.

## АҢДАТПА

Диссертациялық жұмыста зерттеу тақырыбының ғылыми даму көрсеткіштеріне талдау жасалған. Зымыран мен ғарыштық техниканы пайдаланудың экологиялық қауіпсіздігі туралы зерттеулер жасалған. Зымырантасығыштарды жобалау технологияларына тоқталдым.

Зымыран тасымалдағыштарды «өрлемелі» және «аралас» жобалаудың тиімділігін бағалауға аналитикалық тәсіл қолданылды. Зымырантасығыштардың модификациясының параметрлік серияларының оңтайлы көрінісі моделі жасалды.

Қадамдарды параллель-қатар тізбектей қосу жағдайында модельдік есепті шешу мәселесі қарастырылды.

## АННОТАЦИЯ

В диссертации анализируются показатели научного развития темы исследования. Были проведены исследования по экологической безопасности ракет и космических технологий. Я сосредоточился на технологии ракетостроения.

Аналитический подход использовался для оценки эффективности «ступенчатых» и «смешанных» конструкций ракет-носителей. Разработана модель оптимального представления параметрического ряда модификаций ракет-носителей.

Рассмотрена задача решения модельной задачи при параллельном соединении ступеней.

## ANNOTATION

The dissertation analyzes the indicators of the scientific development of the research topic. Studies have been carried out on the environmental safety of rockets and space technologies. I focused on rocket technology.

An analytical approach has been used to assess the performance of “staggered” and “mixed” launch vehicle designs. A model of the optimal representation of the parametric series of modifications of launch vehicles has been developed.

The problem of solving a model problem with parallel connection of steps is considered.

## МАЗМҰНЫ

Кіріспе	9
1 Зерттеу тақырыбының ғылыми даму көрсеткіштеріне талдау	10
1.1 Зымыран тасығыштарды жобалаудың негізгі параметрлерін таңдау бойынша зерттеулер	10
1.2 Зымыран мен ғарыштық техниканы пайдаланудың экологиялық қауіпсіздігі туралы зерттеулер	15
1.3 Зерттеу міндетін және зерттеу сызбасын математикалық тұжырымдау	17
1.4 «Бәйтерек» - жаңа буын ғарыш зымыран кешеніне жалпы шолу	20
2 Зымырантасығышты әзірлеу кезіндегі өрлемелі және төмендемелі жобалау технологияларының әдістемелік аспектілері	23
2.1 Зымырантасығыштарды жобалау технологиялары	23
2.2 Зымырантасығыштарды жобалаудағы жұмыстарды параллелдеу тиімділігін бағалау моделі	27
2.3 «Союз-ст» зымырантасығыштарының кешенін құруға арналған жобалаудың аралас технологиялары	33
2.4 Зымыран тасымалдағыштарды «өрлемелі» және «аралас» жобалаудың тиімділігін бағалауға аналитикалық тәсіл	36
3 Ұшыру аппараттарының параметрлік сериясы үшін масса-энергия коэффициенттерін анықтау	42
3.1 Зымырантасығыштың модульдік құрылымы	42
3.2 Циолковский сандарын тасымалдаушы зымырандардың сатылары бойынша бөлу	43
3.2.1 Циолковский сандарын қадамдар тізбегі қосылған тізбекке бөлу	43
3.2.2 Циолковский сандарын қадамдардың параллельді-қатарлы қосылуымен тізбекке бөлу	46
3.3 Зымырантасығыштардың модификациясының параметрлік серияларының оңтайлы көрінісі моделі	49
3.4 Зымырантасығыштар үшін жаппай энергия шығарындыларын анықтау әдісі	53
3.5 Зымырантасығыштардың параметрлік сериясы үшін масса-энергия коэффициенттерін анықтау әдісі	55
3.6 Ұшатын қондырғылардың параметрлік сериялық модификациясының экономикалық тиімділігін бағалау моделі	59
3.7 Қадамдардың қатар қосылуы жағдайында масса-энергия коэффициенттерін анықтаудағы модельдік есепті шешу	60
3.8 Масса-энергия коэффициенттерін анықтау әдісі	68
3.9 Қадамдарды параллель-қатар тізбектей қосу жағдайында модельдік есепті шешу	68
Қорытынды	74
Пайдаланылған әдебиеттер тізімі	
Қосымшалар	

## **БЕЛГІЛЕУЛЕР МЕН ҚЫСҚАРТУЛАР**

- ҒА - ғарыштық аппарат
- ҒЗК - ғарыштық-зымыран кешені
- ЗБ - зымыран блогы
- ЗТ - зымыран тасымалдағыш
- ТТТ - тактикалық-техникалық тапсырма



## КІРІСПЕ

Жұмыстың өзектілігі. Ғарыштық-зымыран технологиясы (ҒЗТ) Қазақстанның ұлттық қауіпсіздігін қамтамасыз ететін негізгі компоненттердің бірі. Қазақстан Республикасының ғаламдық бәсекелік артықшылықтарын шоғырландыру және кеңейту міндеттерінің басымдықтарын ескере отырып, дәстүрлі қызмет салаларында және Қазақстан Республикасының тәуелсіз ғарыш саясатын қамтамасыз ету, әсіресе жетекші ғарыш державаларының дамыған ғарыш инфрақұрылымын құру жағдайында (Америка Құрама Штаттары, Қытай, Франция), қолданыстағы және жаңадан құрылған «Байқоңыр» ғарыш айлағын қолдана отырып, зымырантасығыштардың (ЗТ) жаңа тобын құру ерекше маңызды.

Осы саясатты іске асырудың орындылығы келесі факторлармен анықталады:

- Қазақстанның тәуелсіз ғарыш қызметін өз аумағынан шешілетін міндеттердің барлық спектрінде кепілдендірілген қамтамасыз ету;

- аспан денелерін тереңдетіп зерттеу мен дамытуды, ғарыш кеңістігін бірлескен ғылыми зерттеу мүдделері үшін тұрақты халықаралық қатынастарды қалыптастыруды және басқарылатын ғарыштық ұшулар саласындағы перспективалық міндеттерді жүзеге асыруды қамтамасыз ететін кең көлемді ғарыштық жобаларды іске асыру үшін ғылыми-техникалық және экономикалық жағдайлар жасау;

- отандық ғарыш инфрақұрылымының тұрақтылығын арттыру;

- ғарыштық аппараттарды ұшыру қарқындылығының болжамды ұлғаюы.

Бұл жағдайда шығару құралдары жүйесінің негізгі міндеттері:

- ұлттық қауіпсіздік үшін ғарыш кемесін ұшыру;

- әлеуметтік-экономикалық және ғылыми мақсаттағы ғарыш аппараттарын ұшыру; халықаралық ғарыш станциялары мен перспективалы қазақстандық орбиталық кешендерге басқарылатын және жүк кемелерін ұшыру;

- Айды, Марсты және күн жүйесінің басқа нысандарын зерттеуге арналған халықаралық бағдарламаларды жүзеге асыру;

- коммерциялық бағдарламалар үшін ғарыш кемелерін ұшыру.

Қазіргі заманғы ҒЗТ-нің ерекшелігі - әмбебап зымырандық қондырғыларды қолдану негізінде ұшыру аппараттарының отбасын құру тенденциясы, бұл тактикалық және техникалық талаптардың жоғарылауымен (операциялық, экологиялық және басқа да) сериялар жасауға мүмкіндік береді. Осыған байланысты, ҒЗТ-нің дамуы перспективалы ұшыру аппараттарын құру теориясы мен практикасы үшін, атап айтқанда, олардың дизайны нұсқаларын талдау мен синтездеудің күрделілігіне байланысты бірқатар жаңа міндеттер қояды.

Әмбебап зымырандық қондырғыларды қолдану негізінде перспективалы ұшырылатын көлік құралдарының параметрлік сериялары модификациясының негізгі жобалық параметрлерін таңдау үшін оларды бағалаудың тиісті әдістері қажет. Бағалаудың сенімділігін арттыру үшін жаңа жеке көрсеткіштерді енгізу

қажет.

Перспективалық туынды құралдарды құру төмен және жоғары аралас дизайнның стратегиясы мен қағидаттарын заманауи түсіндіру негізінде жобалау жұмыстарын тиімді жүзеге асырудың әдістемесін жасаудың ғылыми-техникалық мәселелерін шешу қажеттілігін туындатады.

Жобалық зерттеулердің маңызды міндеті - қазіргі заманғы материалдардан (композитті қоса алғанда) зымыран-тасығыш блоктары мен бөлімдерін жасаудың техникалық және экономикалық тиімділігін және оларды құрылымдық элементтерге бейімдеу әдістерін талдау.

Сондай-ақ, бортқа шығару құралдарын енгізу үшін қоршаған ортаға өндірістік әсерді төмендетудің әдістері, техникалық шешімдері мен құралдарын дамыту бағыттарын анықтау маңызды міндет болып табылады.

Сондықтан ұшыру аппараттарының модификацияланған модельдік сериясының конструкциялық көрінісін талдау мен синтездеудің ғылыми-техникалық мәселесін тұжырымдау және шешу өзекті болып табылады.

Диссертациялық жұмыстың зерттеу объектісі – зымырантасығыштардың даму кезеңдерін зерттеу.

Зерттеу тақырыбы - зымырантасығыштардың негізгі техникалық талаптарды қамтамасыз ету үшін қолданылатын әдістер мен модельдері.

Ғылыми принциптердің, нәтижелер мен тұжырымдардың нақтылығы математикалық модельдеуге негізделген болжамдардың негізділігіне, классикалық механика мен математикалық анализдің ережелерін қолдануға негізделген. Өзірленген әдістер мен математикалық модельдерді қолданудың заңдылығы оларды практикалық қолдану нәтижелерімен расталады.

Жұмыс мақсаты. Диссертацияны іске асыру уақыты мен экономикалық шығындарын ескере отырып, ұшыру аппараттарының модификацияланған сериялы модельдік сериясының сыртқы түрін талдау мен синтездеудің ғылыми-техникалық міндеттерін шешуге арналған.

Зерттеудің міндеттері:

- массасы ұқсас және әртүрлі базалық опциялар блоктарында жүзеге асырылатын ұшыру аппаратын құрудың әртүрлі нұсқаларын бағалауға мүмкіндік беретін базалық жүктеме массасының әртүрлі нұсқалары үшін құрылған әмбебап зымыран модуліне негізделген ұшыру аппараттарының параметрлік серияларының тобын анықтауға арналған алгоритм және оны бағдарламалық қамтамасыз ету;

- әмбебап зымыран блоктарынан қадамдық пакеттердің құрамына негізделген ғарыштық зерттеулердің ұзақ мерзімді бағдарламасын орындау үшін ұшырылатын көлік құралының параметрлік серияларының сыртқы түрін жобалау әдістерін, соның ішінде Циолковский сандарын кірістерге ұтымды бөлу әдісін және ұшыру аппараттарының модельдер сериясына сәйкес масса-энергетикалық қатынастарды анықтау;

- ғарыштық зымыран кешенінің жүйелері мен объектілерін құру қағидаттарының иерархиялық құрылымын қалыптастыру (ұшыру және техникалық кешендердің құрылысы; техникалық кешен; оқу мен ұшырудың автоматтандырылған жүйесі; өлшеу құралдарының кешені, ақпаратты жинау

және өңдеу, оқу-жаттығу құралдары);

- жоғарыдан төменге, төменнен жоғарыға аралас жобалау технологияларын қолданудың әдістемелік аспектілерін әзірлеу, соның ішінде:

- ұшыру аппараттарының компоненттерін, атап айтқанда, жоғарыдан-төмен, жоғарыдан және аралас зымыран аппараттарының конструкциясын әзірлеуде әр түрлі технологиялар қолданылатын жағдайлар үшін ұшырылатын көлік құралдарын жобалау технологияларының экономикалық тиімділігін бағалаудың аналитикалық моделін жасау;

- ұшыру аппаратын жобалау кезінде мердігер-кәсіпорындар арасындағы жұмыстың параллелдеу тиімділігін бағалау моделін жасау;

- қоршаған ортаға технологиялық әсерді төмендетудің әдістері, техникалық шешімдері мен құралдарын жасаудың перспективалық бағыттарын талдау.

Ғылыми жұмыстың жаңалығы. Диссертацияның тұжырымдалған мәселелерін шешу барысында қорғауға ұсынылған келесі жаңа ғылыми нәтижелер алынды:

- ғарыштық зымыран кешені объектілері мен құрылыстық жүйелер принциптерінің иерархиялық құрылымы.

- Циолковский сандарын кірістерге ұтымды бөлудің әдістері және сатылардың дәйекті және параллель-қатар қосылысы бар опциялар үшін кадамдар әмбебап зымыран блоктарынан жасалынатын ұшырылатын көлік құралдарының параметрлік сериясы түріндегі модификацияның сәйкестігін анықтау әдістері;

- тактикалық және техникалық ерекшеліктерге сәйкес шешімдерге арналған конвергенция (тігіс) процедуралары және конструкторлық рәсімдер түріндегі конструкторлық және технологиялық шешімдердің корпоративтік дерекқорын пайдалануға негізделген ұшыру аппаратын аралас жобалау әдістемесі;

- жаңа ұшырылатын көлік құралдарын құру үшін қолданыстағы жобалау технологияларын таңдау, олардың іске қосылатын құрам бөліктерінің және шығарылатын ұшырылатын көлік құралдарының санын ескере отырып, олардың экономикалық тиімділігін бағалау негізінде таңдау әдістемесі;

- іске қосу құралын жобалауда мердігер-кәсіпорындар арасындағы параллелдеу тиімділігін бағалау моделі;

- жүк көтергіштігінің оңтайлы салмақтық коэффициентінің моделі және ұшыру аппараттарының параметрлік сериясының әмбебап зымыран моделінің саны.

## **1 Зерттеу тақырыбының ғылыми даму көрсеткіштеріне талдау**

Бұл тарау аналитикалық сипатқа ие және ұшыру аппараттарының параметрлік серияларын жобалау мәселесінің ғылыми даму жағдайы туралы жалпы ақпаратты қамтиды.

Ғарыштық зымыран кешенінің компоненттерін құру принциптері мен ұшыру аппараттарының массалық-энергетикалық коэффициенттерін таңдау мәселелері қарастырылады.

Ғарыш аппараттарын ұшыру кезінде қоршаған ортаға әсерді төмендетудің әдістері, техникалық шешімдері мен құралдары дамуының перспективалық бағыттарына талдау жасалды.

Талдау негізінде мәселенің математикалық тұжырымдамасы жасалады және зерттеу схемасы таңдалады, оны іске асыру ұтымды дизайн параметрлерін таңдаудың тиісті әдістерін әзірлеуге байланысты ұшыру аппараттарын модернизациялаудың параметрлік сериясы негізінде ғарыштық ұшырудың тиімді жүйелерін жобалау мәселесін шешуге мүмкіндік береді.

## **1.1 Зымыран тасығыштарды жобалаудың негізгі параметрлерін таңдау бойынша зерттеулер**

Зымыран қозғалысының теориясы мен алғашқы сұйық зымыран қозғалтқышының зымыран конструкцияларының идеяларын К.Е. Циолковский, Ф.А. Зандер, Н.И. Кибальчич, Ю.В. Кондратюк, И.В. Мещерский, В.П. Ветчинкин сияқты орыс ғалымдарының зерттеулерінен кездестіруге болады. Шетелде осындай жұмыстарды Г.Оберт, Э.Зингер, Р. Годдарт, Вернер фон Браун жүргізді.

Ғарыштық ұшыру аппараттарын құрудағы басымдық С.П.Королев бастаған Кеңес ғалымдарының мектебіне тиесілі (В.П. Бармин, В.П. Глушко, В.И. Кузнецов, Н.А. Пилюгин, М.С. Рязанский және т.б.).

Зымыран технологиясын құруға Г.Е. Лозино-Лозинский, Д.И. Козлов, В.П. Макеев, М.Ф. Решетнев, В.Ф. Уткин, В.Н. Челомей, М.К. Янгел үлкен үлес қосқан.

Қозғалтқыштарды жобалау теориясы саласында Р.Ф.Аппазов, В.К. Безвербого, В.Ф.Гладский, К.С.Колесников, С.С.Крюков, С.С.Лавров, А.А. В.П.Мишин, Г.С.Нариманова, М.С.Натанзан, М.И.Осин, Д.Е.Охоцимский, Б.М.Панкратов, И.М.Рапопорт, Г.Б.Синярев, М. К. Тихонравова, В.И.Феодосиев, М.Фертрегт, М.С.Хитрик және басқа да көптеген зерттеушілер мен ғалымдардың еңбектерін атап көрсету қажет.

Қазіргі таңда «Қазғарыш» АҚ жұмысында ұшыру аппаратын жобалау мәселелерін шешудің әдіснамалық және тұжырымдамалық тәсілдері қарастырылуда.

Зымыран мен ғарыш технологиясының дизайн нұсқаларын талдау әдістерінің дамуы автоматтандырылған жобалау мәселелерін шешумен тығыз байланысты.

Ғарыштық зымыран технологиясын автоматтандырылған жобалау әдістері В.П. Мишин басқарған ғалымдар тобы жасаған жұмыстарда қарастырылады [1, 2].

Әуе кемелерінің параметрлерін оңтайландыру және авиациялық жүйелерді синтездеу туралы талқыланды [3, 4, 5].

Рационалды (оңтайлы) жобалау нұсқаларын таңдау оптимизация әдістеріне негізделген, атап айтқанда, теориялық сұрақтары ғылыми әдебиеттерде толық дайындалған оптимизация мәселелерін шешудің нәтижелері негізінде жүзеге асырылады [6, 7, 8]. Көптеген сызықтық емес бағдарламалау әдістерінің практикалық іске асырылуы егжей-тегжейлі зерттелген [9], қазірдің өзінде классикалық жұмыс - Д.Химмелблау [10]. В.Н.Бранздың қызықты және жан-жақты жұмысы да ерекше атап өту қажет.

Сызықты емес бағдарламалау әдістері математикалық тұжырымы бар оптимизация мәселесін шешуге мүмкіндік береді. Техникалық жүйенің дизайн параметрлерін синтездеуге байланысты оңтайландыру мәселесін формализациялау жобалық айнымалыларды таңдауды, проблеманың шектеулерін тіркеуді және объективті функцияны белгілеуді қамтиды. Оңтайлы жобалаудың жалпы мәселелері, оның ішінде оңтайландыру мәселелерін ресімдеу көптеген жұмыстарда қарастырылды, оның ішінде [11, 12, 13, 14, 15, 16, 17, 18, 19, 20, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27, 28].

Қозғалтқыштың жобалау нұсқаларын талдау мәселелерін шешу олардың жұмыс істеу тиімділігін бағалау мәселелерімен тығыз байланысты. Бұл жағдайда тиімділік деп ұшыру машинасының белгіленген мақсатқа сәйкестігі дәрежесі түсініледі. Тиімділікті талдау дегеніміз - ұшыру машинасының тиімділігін анықтайтын параметрлердің қажетті сандық мәндерін және олардың техникалық тапсырмада келтірілген мәндерге сәйкестігін анықтау.

А.В. Ильичев [29] «тиімділік теориясы қазіргі кезде техникалық жүйелердің жекелеген кластары үшін тәсілдер, әдістер мен модельдерді әзірлеу бағытында және кең класты жүйелерге қолданылатын жалпы қағидаттарды әзірлеу бағытында дамуда» деп атап көрсетеді.

Айта кету керек, қазіргі кезде тез дамып келе жатқан ғылымдар, жүйелік деп аталатын салалар, көптеген мәселелер бойынша тығыз байланыста, сондықтан олардың арасында нақты жол салу қиын. Бұл тиімділік теориясы, шешім теориясы, операцияларды зерттеу, жүйелерді талдау, жүйелер теориясы, жүйелік инженерия сияқты зерттеу салаларына қатысты.

Бұл жағдайда академик Н.Н. Моисеев шешім теориясының сұрақтарын қарастыра отырып, бұл теорияның дамуы операцияларды зерделеу сияқты синтетикалық пәнге негізделгенін, бұл өз кезегінде тиімділік теориясы, ойын теориясы, көпшілікке қызмет ету теориясы негізінде пайда болғанын айтады. Содан кейін бұл пән біртіндеп жүйелік анализге айналды, ол операцияларды зерттеу және басқару теориясының синтезі болды.

Тиімділікті талдау - бұл «құрал» түрі, оның көмегімен жасалған техникалық жүйелердің дизайн нұсқалары бағаланады және қарастырылған жобалау нұсқаларының ішіндегі ең жақсысы осы бағалау нәтижелері бойынша таңдалады. Өнімділікті талдау техникалық жүйеде (тактикалық және техникалық

талаптар) қойылған мақсатқа жету дәрежесін анықтауға мүмкіндік беретін белгілі бір көрсеткіштер жиынтығын қолдану арқылы жүзеге асырылады. Қалаған дизайн нұсқасын таңдау өнімділік критерийін қолдану арқылы жүзеге асырылады, бұл белгілі бір ереже, қол жеткізілген көрсеткішті оның мәніне берілген талаптарға қарсы орнатады.

Зымыран-ғарыштық техниканың жаңа үлгілерін жобалау тәжірибесінде олардың жұмыс істеу жағдайларын ескере отырып, әзірленген өнімдердің тиімділігін бағалау сұрақтарына көп көңіл бөлінеді. Жұмыстарда зымырандық және ғарыштық технологиялар жұмысының тиімділігін талдаудың ең толық сұрақтары Ресей ғылым академиясының корреспондент-мүшесі Д.И. Козловтың жетекшілігімен қарастырылды [30, 31, 32].

Олардың өмірлік циклінің әртүрлі кезеңдеріндегі техникалық жүйелердің тиімділігін зерттеудің жүйелік, эксплуатациялық және шексіз стохастикалық тәсілдері сипатталған. А.В.Ильичев басқарған авторлар тобы жүргізген зерттеулердің нәтижелері және техникалық жүйелердің тиімділігін талдау тәсілдері әр түрлі пәндік салаларда қолданылады [33, 34, 35].

Жобалау кезеңінде күрделі техникалық жүйелердің тиімділігін есептеу әдістері қарастырылған [36, 37].

Көп мақсатты ұшақтардың параметрлерін оңтайландырудың жалпы мәселелері қарастырылды [38].

В.И. Куренкова өз еңбегінде [39] қазіргі заманғы ұшыру аппараттарын құрудың конструктивті схемасын таңдауға назар аударады. А. Н. Кирилин, Р.Н.Ахметов және А.В.Соллогуб монографиясында [40] әр түрлі масштабтағы ғарыш кемесінің номенклатурасын есептеу үшін орбитаға ұшыруға арналған ұшыру аппараттарының тобын синтездеу әдістері мен алгоритмдері берілген. Сонымен қатар, Р7 зымыранының негізінде ұшыру аппараттарын жасау кезінде сыналған қозғалыс динамикасы мен тұрақтылығының мәселелерін шешудің әдістері мен модельдері қарастырылған [58].

Егер ұшырылатын көлік құралдарының жобалық параметрлерін таңдау мәселелері (соның ішінде масса-энергетикалық сипаттамаларын таңдау) жеткілікті түрде дамыған және зерттелген болса, ұшыру аппараттарының параметрлік сериялары үшін бірдей параметрлерді таңдау мәселелері қосымша зерттеуді қажет етеді, өйткені дизайнды талдаудың жаңа проблемалары туындайды.

Модульділік қағидатын қолдана отырып, ұшыру аппараттарын жасауға қатысты Қазақстан Республикасы мен Ресей Федерациясының зымыран-ғарыш саласында атқарған жұмыстары туралы бөлек айту керек. 2011 жылғы 3 қарашада «Байқоңыр» кешеніндегі кіші комиссияның 14-ші отырысы аясында «Қазғарыш» басшысы Талғат Мұсабаев пен «Роскосмос» басшысы Владимир Поповкин экологиялық таза, қауіпсіз «Ангара» зымырантасығышымен «Бәйтерек» ғарыштық зымыран кешенін құру бойынша тәжірибелік-конструкторлық жұмыстар негізінде тактикалық және техникалық тапсырмаға қол қойды.

## 1.2 Зымыран мен ғарыштық техниканы пайдаланудың экологиялық қауіпсіздігі туралы зерттеулер

Экологиялық қауіпсіздікті қамтамасыз ету зымырандық және ғарыштық техниканы пайдаланудағы маңызды мәселелердің бірі болып табылады.

Зымыранды пайдалану тиімділігін арттыру үшін қалдық отынды қосқанда пайдаланылған құрылымдық элементтердің разрядын пайдалану қажет. Зымыран тасығыштарды сәтті ұшырған кезде де арнайы жаттығу алаңдары (шет аймақтар) қажет.

Бұл мәселе апаттық жағдайда, ұшу аппараттарының ұшу жолының кезкелген жерінде құлау мүмкін болған кезде одан да күрделі. Елді мекендер аумағында улы отын компоненттері бар ұшыру аппараттарының элементтері құлаған жағдайлар бар.

Жалпы, зымыран мен ғарыштық технологиялардың қоршаған ортаға тигізетін әсері келесідей [41, 42, 43, 44]:

- ғарыштық аппараттар көп сатылы схема бойынша орындалады: орындалған қадамдар мен ғарыш аппараттарының басқа элементтері ұшуға жіберіліп, кейіннен ұшу жолымен Жер бетіне түседі;

- ғарыштық ұшыру аппараттарының бірқатар зымыран қозғалтқыштарында зымыран отынының улы компоненттері пайдаланылады, бұл ғарыштық аппараттардың жұмыс істейтін аймақтарының химиялық ластануына әкеледі (стенд-эксперименттік және сынақ қондырғылары, зымыран отыны компоненттерін тасымалдау және сақтау алаңдары, ұшыру кешендері, өткізілген кезеңдер мен апаттық жағдайлардың зардаптары);

- ғарыш аппараттарының пайдаланылған элементтерімен, олардың бөліктері мен ұшырылу жолдарының бойымен, сондай-ақ жоғарғы сатылар мен үдеткіш блоктармен, ғарыштық аппараттармен - жердің ғарыш кеңістігімен механикалық ластану;

- зымыран қозғалтқыштарын пайдалану кезінде қоршаған ортаға сынақ базасының, ұшыру кешендерінің, ұшыру бағыттарының бойындағы аудандардағы қуатты әсер ету;

- жер үсті және әуедегі электрондық жабдықты пайдалану кезіндегі электромагниттік сәулелену;

- ракета қозғалтқыштарының әсерінен атмосфераға және Жерге жақын кеңістікке жылу және химиялық әсерлер.

Ғарыш аппараттарының қоршаған ортаға тигізетін кері әсерлері [58]:

- аудандардың бір бөлігін зымырандық отынның улы компоненттері қалдықтарының ластануы және сол бөліктердің шаруашылыққа, қолданысқа жарамсыз болып қалуы;

- Жерге жақын ғарыш кеңістігінің техногендік бітелуіне байланысты орбиталық ұшулардың қауіпсіздігі деңгейінің төмендеуі;

- ғарыш аппараттарын ұшыру кезінде озон қабатының жергілікті тозуы.

Айта кету керек, қоршаған ортаға тигізетін әсері пайдаланылатын ғарыш аппараттарына объективті түрде тән қасиеттер болып табылады. Ғарыш аппараттарының ұшырылатын аппараттарының сапалық нысаналы индикаторларының қалпына келтірілмейтін шығындарынсыз оларды толығымен жою немесе айтарлықтай азайту мүмкін емес (дегенмен қоршаған ортаға әсер етудің масштабы астронавтика дамуының басынан бастап 80-ші жылдарға дейін бұл мәселеге ерекше талаптардың болмауымен және жеткіліксіз назармен түсіндірілуі мүмкін). Перспективалы ғарыштық ұшыру аппараттары үшін жобалау кезеңінде негізгі «экологиялық» шектеулер тұжырымдалуы мүмкін: жоғары уытты зымырандық отын компоненттерін пайдалануды тоқтату, құлаған жерлердің саны мен көлемін азайту, жоғарғы сатыларда арнайы техникалық құралдар мен конструкторлық шешімдері бар ұшыру аппаратын, зымыран блогын және ғарыш аппаратын енгізу, жақын жердегі ғарыш кеңістігінің техногендік ластану деңгейін төмендету, зымыран отынының компоненттері мен олардың жану өнімдерінің жер беті мен атмосфераға антропогендік әсерін азайту жөніндегі шараларды әзірлеу.

Осы зерттеу саласында келесі авторлардың еңбектерін атап өткен жөн: В.В.Адушкина, Е.Л. Александрова, М.Н. Власова, С.И.Иваненко, В.Ю. Ключникова, С.И.Козлова, И. Колядо, С.И.Крестников, С.В.Крикого, В.Д.Куреев, В.В.Лебедев, Н.Е.Мамонов, Н.А.Мешков, В.В.Морозов, А.И.Назаренко, В. А.В. Петрова, И.А.Сосунова, А.П. Тишина, В.И. Трушлякова, В.Ф.Уткин, В.А. Худякова, В.В.Шалая, Я.Т.Шатрова т.б.

Ракета бөлшектерінің құлаған аудандарының көлемін азайту жолдарын зерттеу монографияда академик В.Ф. Уткиннің бас редакторымен авторларлық ұжымымен жүргізілді [45].

Монографияда өткізілген кезеңдер құлаған аудандарға, стендтік-тәжірибелік базаға және ұшыру құралдарына қолданылатын экологиялық қауіпсіздік мәселесінің нақты техникалық шешімдерін В.И.Трушляков, В.В.Шалая және Я.Т.Шатров монографияда ұсынған [46].

А.П. Тишин, Е.Л. Александров, В.А. Худяков атмосфераға шығарылатын антропогендік шығарындылардың құрамы мен мөлшерін және олардың ұшу кезіндегі озон қабатына әсерін зерттеп, бірқатар жұмыстар жүргізді.

В.В.Лебедев, А.И.Назаренко жақын жер кеңістігінің техногендік ластануын бағалау модельдерін жасау бойынша бірқатар зерттеулер жүргізді.

Гептилді зымыран отынының ерекшеліктері Я.Т.Шатров [47] монографиясында зерттелген. Дәл осы автор зымыран мен ғарыштық қызметтің экологиялық қауіпсіздігін қамтамасыз ету бойынша зерттеулердің нәтижелерін шығарды [48, 49, 50].

Зымыран мен ғарыштық технологияның қоршаған ортаға әсері туралы мәселе В.В. Адушкиннің, С. И. Козловтың, А. В. Петровтың [51] және бас редакторындағы үлкен авторлар тобының монографиясында [52] толығымен және ғылыми негізделген.

Ғарыш аппараттарын ұшырудың экологиялық қауіпсіздігі саласындағы зерттеулердің үлкен көлеміне қарамастан, олардың қоршаған ортаға технологиялық әсерін төмендету үшін ұшырылатын көлік құралының бортында



қолданылатын әдістер мен техникалық шешімдерді әзірлеу бағыттарын анықтау мәселелері қосымша шешімдерді талап етеді.

### 1.3 Зерттеу міндетін және зерттеу сызбасын математикалық тұжырымдау

Сыртқы факторлардың әсерін ескере отырып, сызба нұсқаларын талдау және синтездеу міндетінің формальды сипаттамасы

Зымырантасығыш модификациясының параметрлік сериясының жобалық нұсқасы  $X = \{x_1, x_2, \dots, x_n\}$  жобалық параметрінің векторымен көрсетілген.

Берілген сипаттамалардың жетістігі вектор көмегімен бағаланады

$$U = \{X, \Phi\}, \quad [1.1]$$

мұндағы  $\Phi = \{\varphi_1, \varphi_2, \dots, \varphi_r\}$  - бұл  $\{\varphi\} = f\{x\}$  формасының тәуелділігі бойынша жобалау параметрлерімен байланысты функционалды параметрлер;  
 $f$ -байланыстың математикалық моделі.

Зымыран-тасығыштың пайдалану сипаттамалары (сыртқы ортаға антропогендік әсер ету, жою траекториялары, бөлінген бөліктердің құлауына жол бермеу және т.б.) вектормен сипатталады

$$B = \{\beta_1, \beta_2, \dots, \beta_k\}. \quad [1.2]$$

Содан кейін жобалау кезеңі үшін тиімділік анықтамасын келесі түрде тұжырымдауға болады:

$$W_i = W_i(B, U), \quad [1.3]$$

мұндағы  $W_i$  – өнімділіктің  $i$ -ші көрсеткіші,  $i = 1, \dots, r$ .

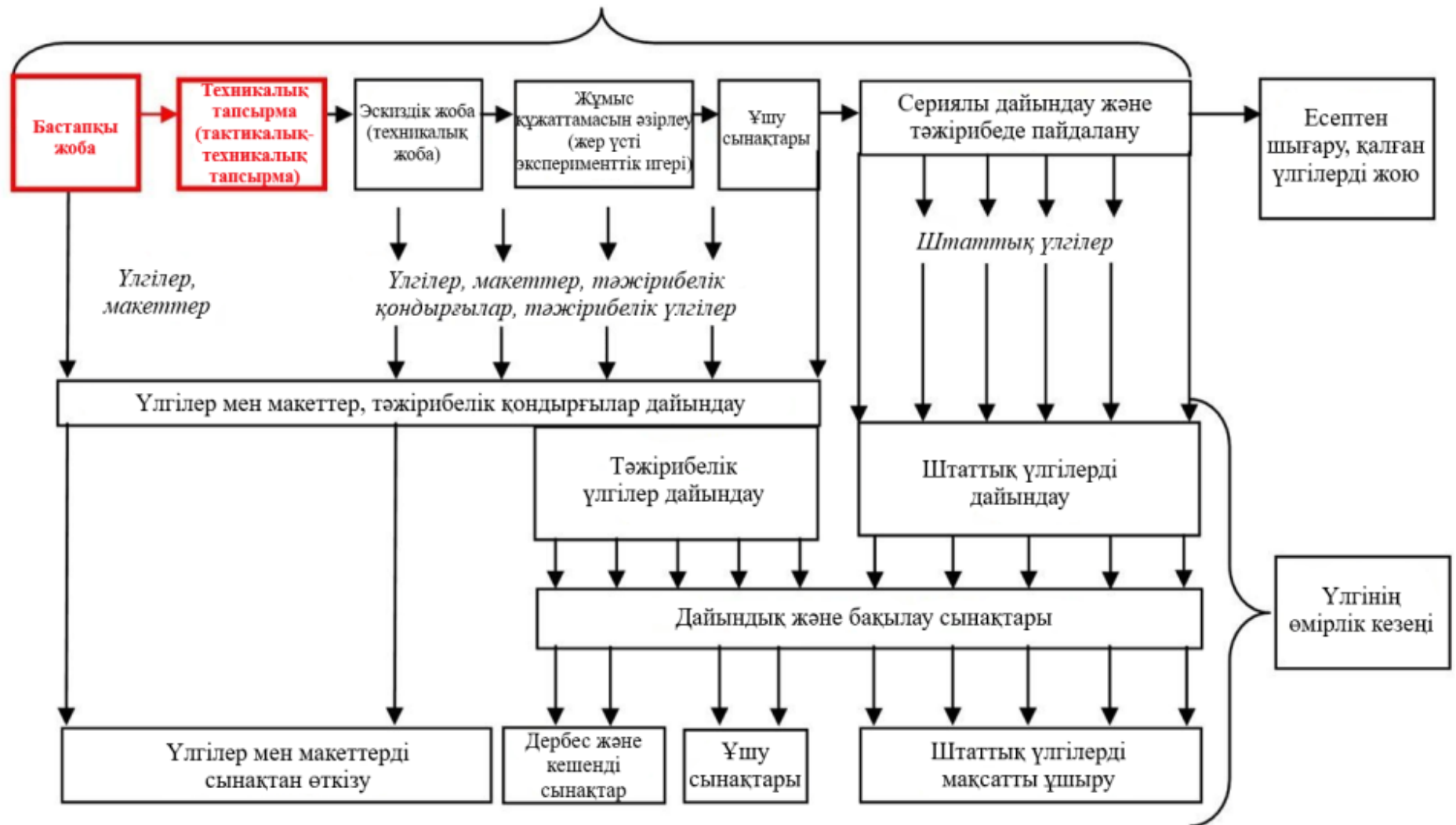
Рационалды шешімдер таңдалатын жобалау параметрлерінің  $\Delta$  рұқсат етілген мәндерінің диапазоны форманың тиімділік көрсеткіштерінің  $W \geq W^*$ ,  $i = 1, \dots, r$  мәндеріне шектеулермен анықталады. Мұнда  $W_i^*$  -  $i$ -ші көрсеткіштің минималды рұқсат етілген мәні.

Зерттеу сызбасы

Жұмыста қойылған мақсаттарға келесі теориялық және практикалық есептерді шешу арқылы қол жеткізіледі.



Сурет 1.1 - Зерттеу құрылымының сызбасы



Сурет 1.2 - Өнім түрінің өмірлік циклі (құру және пайдалану кезеңдері)

Қозғалтқыш модификациясының параметрлік сериясы үшін рационалды масса-энергетикалық қатынастарды анықтау тақырыбы бойынша кешенді зерттеу мәселесінің тұжырымы тұжырымдалған.

Әмбебап зымыран қондырғысынан құрастырылған және белгілі бір орбитаға әртүрлі массалармен жүктемелерді беретін модульдік құрылым түрінде жасалған ұшыру аппараттарының параметрлік сериясы түріндегі массалық-энергия қатынасын анықтаудың теориялық мәселелері қарастырылады.

Ғарыштық зымыран кешенінің объектілері мен құрылыстарының негізгі қағидалары жасанды ғарыш аппараттарының жаңа буынын ұшыруға, соның ішінде күн жүйесінің планеталарына басқарылатын ғарыш аппараттарын ұшыруға арналған.

Қазіргі заманғы композициялық материалдардан жасалған аралық зымыран бөлшектері жұмысының көрсеткіштері және оларды құрылымдық элементтермен біріктіру әдістері бағаланады. Бөлімнің құрылымдық-қуаттық схемасының жеке ерекшеліктерінің әсері зерттелген.

Зымыран-тасығыштың қоршаған ортаға технологиялық әсерін төмендетуге арналған әдістерді, техникалық шешімдерді және құралдарды дамытудың негізгі бағыттары көрсетілген. Қабылданған зерттеу схемасы 1.1-суретте көрсетілген.

Осы диссертация аясында жүргізілген зерттеулердің нәтижелері өнімнің өмірлік циклінің алғашқы кезеңдерінде, дәлірек айтсақ, алдын-ала жобалау кезеңінде және кешен үшін тактикалық-техникалық тапсырманы орындау кезеңінде қолданылады (сурет 1.2). Осы кезеңдерде ұсынылған әдістерді қолдану экономикалық және техникалық тұрғыдан тиімді.

#### **1.4 «Бәйтерек» - жаңа буын ғарыш зымыран кешеніне жалпы шолу**

2011 жылғы 3 қарашада «Байқоңыр» кешеніндегі кіші комиссияның 14-ші отырысы аясында Қазғарыш басшысы Талғат Мұсабаев пен Роскосмос басшысы Владимир Поповкин экологиялық таза, қауіпсіз «Ангара» зымырантасығышымен «Бәйтерек» ғарыштық зымыран кешенін құру бойынша тәжірибелік-конструкторлық жұмыстарға тактикалық және техникалық тапсырмаға қол қойды.

2020 жылғы 15 ақпанда Қазақстан Президенті Қасым-Жомарт Тоқаев «Байқоңыр» ғарыш айлағында «Бәйтерек» зымыран кешенін құру туралы Қазақстан мен Ресей үкіметтері арасындағы келісімге өзгерістер енгізу туралы хаттаманы ратификациялау туралы заңға қол қойды.

Бастапқыда жобаны ресейлік «Ангара» зымырантасығышының базасында жүзеге асыру жоспарланған болатын. Алайда, «Ангара» уақытында дайын болмауына байланысты, жобаны жүзеге асырудың көптеген нұсқалары

қарастырылды. Нәтижесінде жобаны «Союз-5» зымырантасығышының базасына ауыстыру туралы шешім қабылданды. «Бәйтерек» жобасы қоршаған орта мен аймақ тұрғындары үшін қауіпсіз болады. Егер бұрын «Протон-М» зымыран тасығышымен отын ретінде гептил қолданылса, «Союз-5» гептильді қолданбайды. Ол қоршаған ортаға зиян келтірмейтін керосин мен оттегін пайдаланады [58].

Жоғарыда аталған жобаны жүзеге асыру үшін Қазақстанда жеке ұшыру аппаратын жасау үшін Орталық жобалау және технологиялық бюро құру қажет. Мұны «Автоматика және технологиялар» ЖШС негізінде ұйымдастырған жөн, өйткені бұл технологиялық процестерді басқарудың автоматтандырылған және автоматтандырылған жүйелерін құруда үлкен тәжірибесі бар және әр түрлі процестерді есептеуге және математикалық модельдеуге қажетті бағдарламалық және зияткерлік ресурстарға ие кәсіпорын.

«Бәйтерек» АҚ миссиясы - «Бәйтерек» ғарыштық зымыран кешенінің жаңа буынының зымыран кешенінің құрылысы мен одан әрі жұмысын үйлестіру. Бұл ғарыштық бағдарламаны іске асыру үшін қолайлы мүмкіндіктер қалыптастырады, ғарышқа дербес қол жетімділікке ие болады, ұлттық ғарыш саласының негіздерін қалыптастырады және отандық білікті инженерлік-техникалық кадрларды даярлайды.

Ресей жағы қаржыландырады:

- зымырантасығыштарды құру;
- зымырантасығыштарды тасымалдауға арналған құралдар жиынтығын құру;
- өлшеу құралдары кешенін жаңғырту, ақпаратты жинау және өңдеу;
- жоғары сатылардағы техникалық кешендерді, ғарыш аппараттарын, ғарыш аппараттарын жаңарту;
- техникалық және ұшыру кешендерінде ғарыштық зымыранға бақылау-сынау жабдығын жасау.

Қазақстан қаржыландырады:

- «Зенит-М» зымыран кешенінің ұшыру кешенін қайта құру және жаңғырту;
- кадрларды даярлау үшін оқу-жаттығу базаларын құру;
- зымыран тасығыштың бөлгіш бөліктерінің құлау аймағын анықтау;
- телекоммуникациялық және ақпараттық қамтамасыз ету жүйесін жаңғырту;
- «Бәйтерек» ғарыш зымыран кешенін пайдалануға қажетті инфрақұрылым объектілерін құру.

«Бәйтерек» ғарыштық зымыран кешенінде алғашқы ұшыру уақыты – 2025 жылы. Кешеннің жұмысын қамтамасыз ету және Қазақстанға салынған инвестициялардың қайтарымдылығын қамтамасыз ету үшін, ресейлік тараптың жоғары үкіметаралық деңгейдегі құжаттарда, оны пайдалануға бергеннен кейін, ең төменгі жүктеме бойынша міндеттемелерін қамтамасыз

ету жоспарланған. «Бәйтерек» командасы «Байқоңыр» ғарыш айлағында тұңғыш қазақстандық зымыран кешенін құрудың басты міндетін орындауға дайын. 100-ден астам маман ресейлік «Протон» ұшыру кешенінде оқыды, Байқоңыр филиалы «Зенит» ұшыру алаңының жұмыс істеуін қамтамасыз етеді.

Кез келген дамып келе жатқан зерттеу саласында сияқты, ЗТ-ның модерндік сериялары үшін жобалау нұсқаларын талдау және синтездеу мәселелерін шешу теориясы мен тәжірибесінде бірқатар шешілмеген мәселелер бар.

Зымыранның әмбебап қондырғысынан жиналған модульдік құрылымға негізделген және ұшырылатын әртүрлі салмақтары бар жүктемелердің берілген орбитаға шығарылуын қамтамасыз ете отырып, ұшырылатын көлік құралының параметрлік сериясы түрінде жасалған ЗТ тобын жобалау міндеті олардың ұтымды масса-энергия коэффициенттерін таңдау әдістерін жасауды талап етеді.

ЗТ-ның тиімді отбасын құру үшін ҒА-ны жабық және ұшу траекторияларына ұшыру үшін ҒЗК жүйелері мен объектілерін салудың негізгі принциптерін тұжырымдау қажет.

Қоршаған ортаға техногендік әсерді азайтуға арналған ЗТ бортында қолданылатын техникалық шешімдер әзірлеуді қажет етеді.

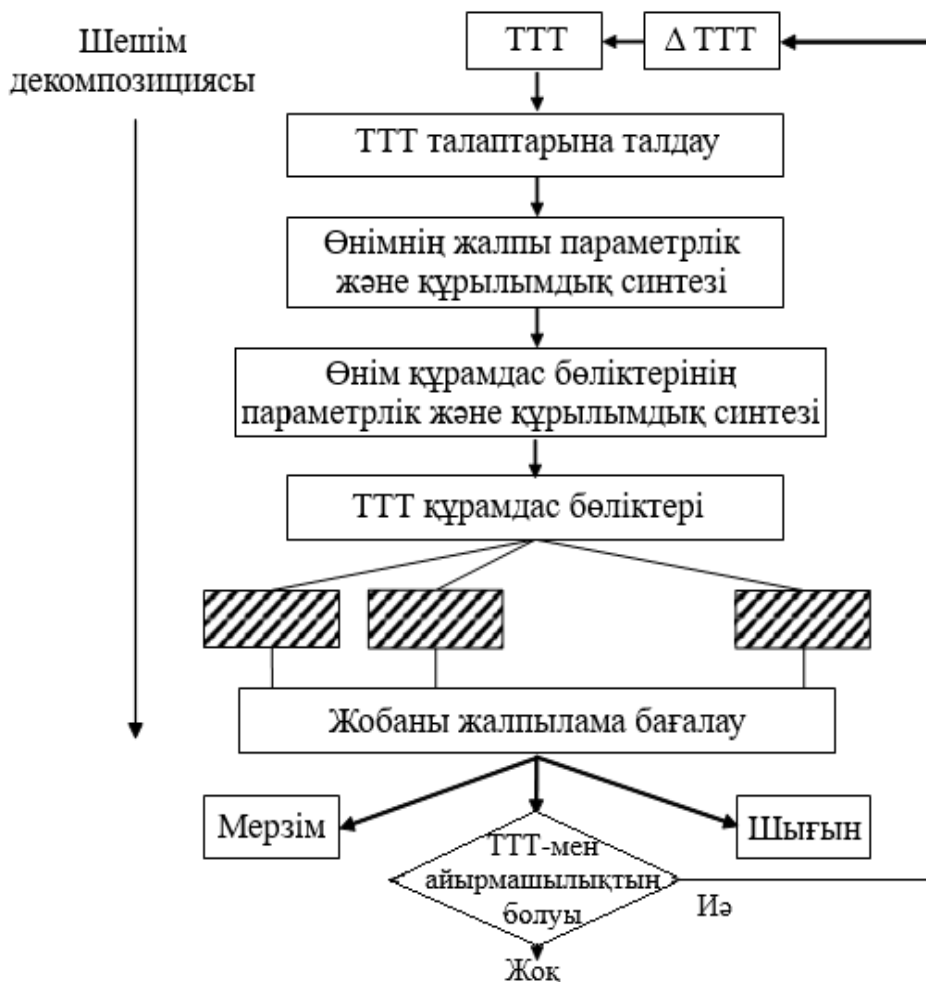
Зерттеу мәселесінің математикалық тұжырымы және жұмыста жүргізілген зерттеу схемасы келтірілген.

## 2 Зымырантасығышты әзірлеу кезіндегі өрлемелі және төмендемелі жобалау технологияларының әдістемелік аспектілері

### 2.1 Зымырантасығыштарды жобалау технологиялары

ЗТ секілді күрделі техникалық жүйелерді қамтитын техникаларды әзірлеу кезінде жоғарыдан-төменге, төменнен жоғары және аралас жобалау стратегиялары қолданылады [58].

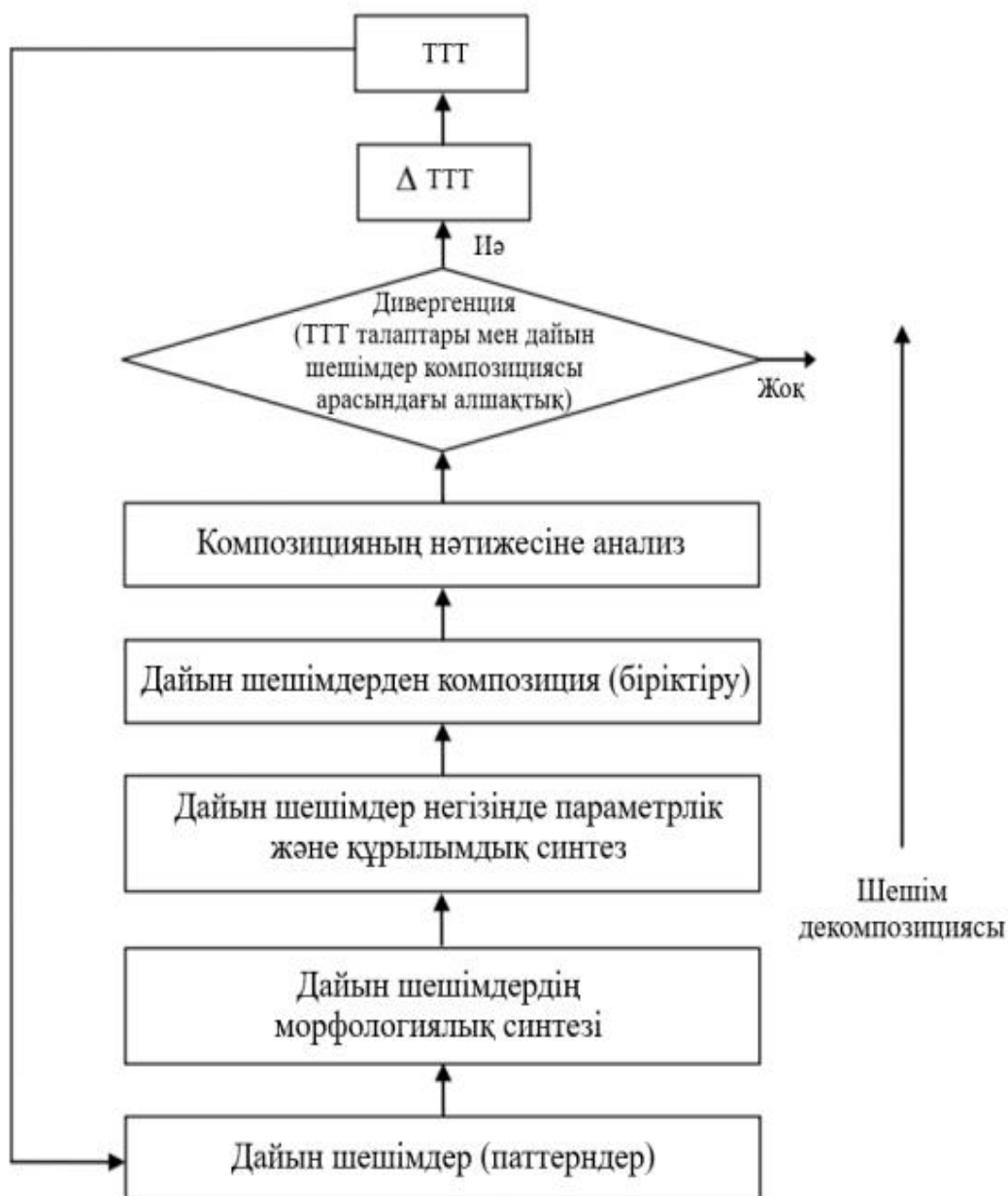
Төмендемелі жобалау стратегиясы (сурет 2.1) тактикалық-техникалық тапсырмада тұжырымдалған өнімнің жалпы тұжырымдамасынан оның жеке элементтерінің - ішкі жүйелердің дамуына көшуді қарастырады. Төмендемелі жобалау стратегиясын іске асыру кезінде жоғарғы деңгей элементтерінің бірқатар негізгі көрсеткіштері төменгі деңгей элементтеріне талаптарын қою үшін шешуші болады. Бұл жобалық шешімдерді қабылдау сатысында жоғары деңгейге қойылған мақсаттардың орындалуына кепілдік беруге мүмкіндік береді, бірақ төменгі деңгей элементтеріне қойылатын талаптардың іске асырылмағандығынан жобалау процесі тоқтап қалуы мүмкін.



Сурет 2.1 - Төмендемелі жобалау сызбасы

Айқын нысанда ЗТ-ны жасауда төмендемелі жобалау технологиясын қолдану әрдайым ақтала бермейді, өйткені бұл жобаның жасалу уақытының өсуіне және жоғары экономикалық шығындарға әкеледі.

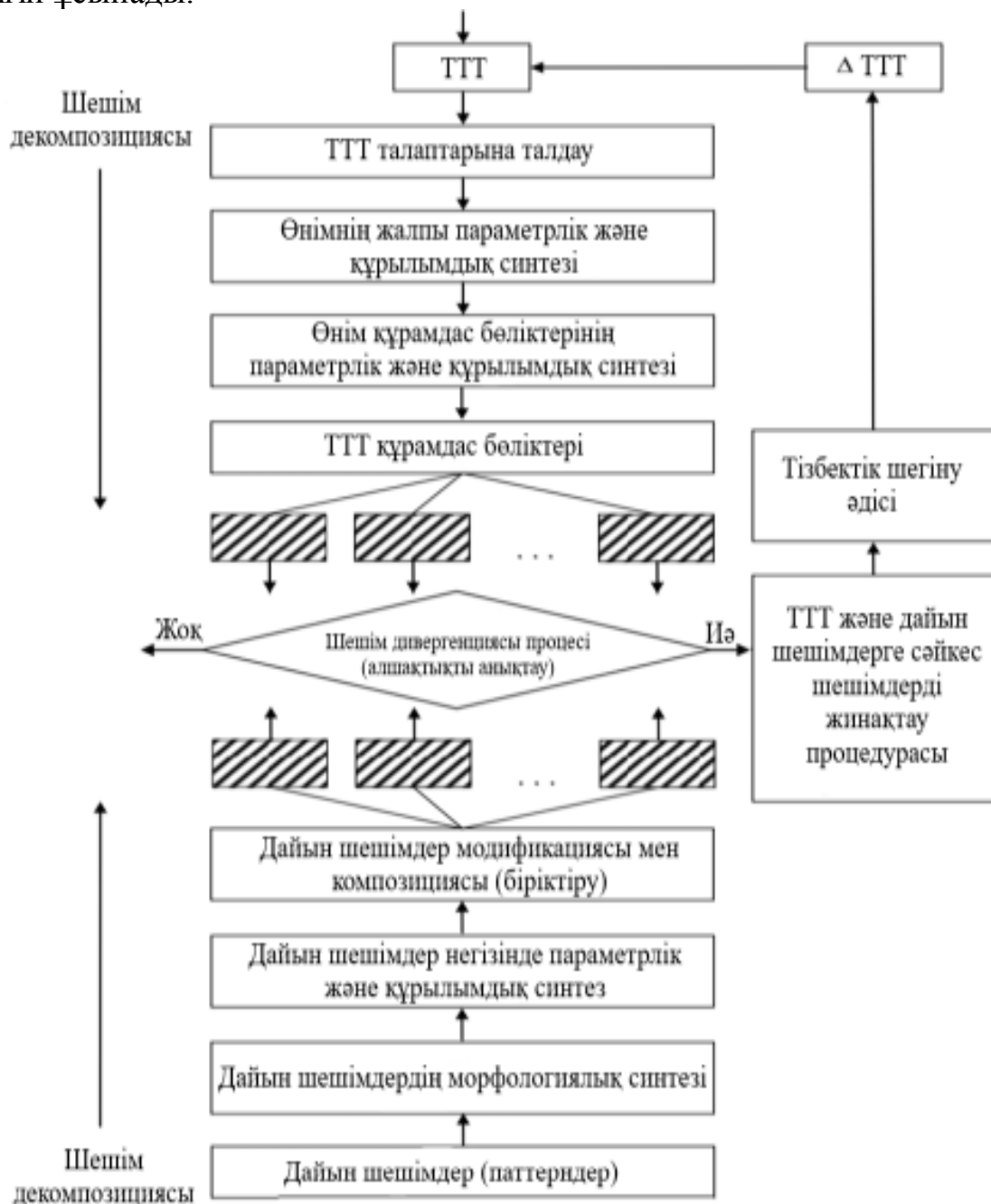
Өрлемелі жобалау стратегиясы (сурет 2.2) дайын, сыналған, апробация шешімдерден өткен өнімдерден әзірлеуді қамтиды. Өнімнің функционалдылығы мен тиімділігі осы шешімдердің құрамы мен сәйкестілігімен анықталады. Бұл жобаның жекелеген элементтері үшін ең жақсы шешімдерді алуға мүмкіндік береді, алайда бұл шешімдерді байланыстырған кезде біртұтас, тұтас бейне алынбайды. Шешімдерді құру кезінде өнімнің техникалық сипаттамаларының талаптарына сәйкес келмеуі мүмкін.



Сурет 2.2 - Өрлемелі жобалау сызбасы



ЗТ-ны жасау кезінде ең тиімдісі - бұтақтардың бір бөлігінде төмендемелі жобалау, ал екінші бөлігінде өрлемелі жобалау процесі жүзеге асырылғанда, яғни аралас стратегияны қолдану, ал кейбір нүктелерде бұл процестер қиылысады және олар өзара байланыста болуы қажет (сурет 2.3). Бұл жобаның мақсаттары арасындағы ымыралық шешімдерді үйлестіру мен іздеуді, мысалы, бір жағынан ұшырылатын көлік құралының максималды жүктемесін және жобаны іске асыру үшін қолданыстағы немесе қозғағыш жүйелерді, ұшыру кешендерін, аздап жаңартуды қажет ететін дайын шешімдерді қолдану мүмкіндігін ұсынады.



Сурет 2.3 - Аралас жобалау сызбасы

Біқтимал шешімдер қабылданатын критерийлер бір жағынан өнімнің техникалық сипаттамасындағы өзгерістерді қанағаттандыру, екінші жағынан ресурстардың шектеулігі (мерзімдер, экономикалық - жобаны іске асыру шығындары) болып табылады.

Мақсаттар мен мүмкіндіктердің қайшылығын (дайын шешімдер мен дәлелденген технологияларды пайдалану мүмкіндіктері) ресурстардың шектеулерін ескере отырып, оңтайландыру мәселелерін кезекті концессия әдісімен шешуге болады.

Аралас жобалау стратегиясын жүзеге асыру итеративті режимде жобалау мақсаттарының көп өлшемді функцияларын мүмкіндіктердің көп өлшемді функцияларымен сәйкестендіруден тұрады. Мұнда жобаның мақсаттарын, дайын шешімдерін (үлгілерін) және ресурстар шектеулерін құрылымдау қажет [21]. Құрылымдау осы компоненттердің иерархиясын құруға әкеледі. Қалыптар теориясына келетін болсақ, оны жад жүйелерінде, атап айтқанда, автоматтандырылған жобалау және құрылыс жүйелерінде қолдану ерекше қызығушылық тудырады. Жалпы алғанда, шаблондар жасайтын дизайн үлгілері, ақпараттық үлгілер, құрылымдық және функционалдық үлгілер ажыратылады. Сондай-ақ, коммуникация, ұйымдастырушылық, басқару паттерндерін, композитор паттерндерін, медиатор паттерндерін, стратегия паттерндерін, паттерн-бақылаушыны, паттерн-агенттерін және тіпті «анти-шаблон» әлдебір мәселені шешкен кезде қай бағытта қозғалмау керектігін сипаттайды. «Анти-паттерн» - бұл қақпан, яғни алдын-алу керек проблеманың ең көп кездесетін «жаман» шешімдері.

Кәсіпорынның білім базасын құру кезінде паттерндер идеясы өте жемісті [30, 57, 58]. Типтік шешімге қосымша, оның барлық байланыстары болуы керек. Егер паттернде типтік жобалау шешімі болса (түйін, блок, бөлік және т.б.), онда құрылымның сипаттамасына қосымша (мысалы, 3-D немесе 2-D үлгісіндегі құжат), онда құрылымның басқа элементтерімен байланысу түрлері мен түрлерінің сипаттамасы, қарастырылатын құрылым, сондай-ақ қажет болған жағдайда сыртқы элементтермен өзара әрекеттеседі. Айта кету керек, паттерн толық шешім емес, нақты қолдану үшін өзгертуге болатын үлгі. Паттерн, сонымен қатар, инкапсуляция, мұрагерлік, полиморфизмнің қасиеттеріне ие және белгілі бір дәрежеде хронологиялық сипатқа ие, яғни ақпарат қол жетімді болған сайын дамиды.

Паттерндерді пайдалану мыналарды жасауға мүмкіндік береді:

- нақты мәселелер мен міндеттерді шешу;
- тәжірибені жинақтап, оны басқаларға беру;
- жеке және корпоративтік білім негіздерін, сонымен қатар шешімдердің - жалпы лексикасын қалыптастыру.

PDM / PLM 3Т жобалау практикасында компьютерлік жобалау жүйелерімен бірге қолдану кезінде паттерндер ерекше рөлге ие болады (мысалы, CAD Creo / Elements Pro тізбегі және PDM Windchill PDMLink жүйесі). Бұл жағдайда бақылау құрылымдары мен бұйымдардың

конструкторлық құрамын паттерндерге жатқызу керек. Бақылау құрылымына жобалаушының бақылау жинақтары және құрылымдаушының бақылау жинақтары, құрылымдаушының геометрия мастері мен құрылымдаушы кіреді. Мұның бәрі дизайнердің шебер геометриясын құрайды. Құрылымдаушының бақылау жинақтарында жобалаушының бақылау жинақтары мәліметтерін қолдана отырып, бұйымды егжей-тегжейлі жобалық зерттеу жүргізіліп, бөлшектердің эскиздік модельдері жасалады, олардың қондырылуы және өзара әрекеттесуі жасалады, бөлімдер мен блоктардың басты геометриясы құрылады.

Өнімді құрылымдау бойынша жинақтарға жоғары деңгейдегі бұйымдар жиынтығы, қосалқы бөлшектер және бөліктер сияқты тақырыптар кіреді. Құрылым монтаждары - бұл қатты модельдер жиынтығы. Өнімнің жұмыс жинағын құру сатысында келесі қадамдар орындалады:

- өнім құрылымына сәйкес жұмысшы құрамның бос объектілерін құру;
- кеңістіктің үлестірілу моделіне негізделген құрылғылар мен қондырғылардың модельдерін жұмысшы құрамға орналастыру;
- мәліметтерді эскиздік модельдерден бөлшектерді құрылымдау модельдеріне көшіру;
- бөлшектердің нақты құрылымдық модельдерін жасау;
- бөлшектердің базалық конструкцияларының модельдері үшін сызбаларды әзірлеу.

Жоғарыда айтылғандардан басқа, паттерндерде стапельді жабдықтары мен технологиялық жабдықтарды дамыту нәтижелері де бар. Бұл құрылымдаушының геометрия шеберіне, бұйымның және оның элементтерінің дизайндық моделіне, 3-D модельдері мен стапельді жабдықтары мен технологиялық жабдықтарға геометриялық сілтеме жасауда аспаптар мен жабдықтардың шебер геометриясы.

Барлық көрсетілген деректердің PDM жүйесінде сақталуы, кәсіпорынның жобалық және технологиялық тәжірибесін жинақтап, сәтті шешімдер табылған жағдайда жаңа өнімдердің үлгілерін жасау кезінде шаблондар (паттерндер) ретінде қолданылуы өте маңызды.

## **2.2 Зымырантасығыштарды жобалаудағы жұмыстарды параллелдеу тиімділігін бағалау моделі**

Зымырантасығыш - бұл күрделі техникалық кешендер, оларды бір кәсіпорында құру мүмкін емес, кәсіпорындардың ынтымақтастығы қажет. Тарихи тұрғыдан, кәсіпорындар кооперативтері бас кәсіпорыннан (тұтасымен бұйым дизайнын жасаушы) және бірлесіп орындаушылардан (өнімнің ірі компоненттерін жасаушылар) тұрады.

Бұл компоненттерге мыналар кіреді:

- қозғалыс жүйелері;
- басқару жүйелері;
- үдемелі блоктар;
- өнімнің ірі құрылымдық элементтері (блоктар, цистерналар, өтпелі бөліктер, бас киімдер, трюстер, бейімдеушілер және т.б.);
- ұшыру кешені;
- техникалық кешен (құрастыру және сынау кешені, жанармай құю стансалары, энергетика және т.б.);
- полигон инфрақұрылымы.

Мәселе бірлесіп орындаушы кәсіпорындар арасындағы жұмысты тиімді параллельдеуде туындайды. Әрбір бірлескен орындаушылар сонымен қатар өз жұмыстарын салыстырады, яғни екінші деңгейлі ынтымақтастық пайда болады. Ауыр санаттағы ұшыру машинасын жасау кезінде ең үлкен жобалық жинақтар әр түрлі географиялық бөлінген ұйымдарға жүктеледі. Осындай иерархиялық құрылымда жұмысты жоба қатысушылары арасында бөлу өте маңызды, бір жағынан уақыт пен еңбек қарқындылығы жағынан жүктеме мүмкіндігінше біркелкі бөлінсе, екінші жағынан параллель орындалған жұмыстарды үйлестіруге арналған ресурстар шығындары азайтылады.

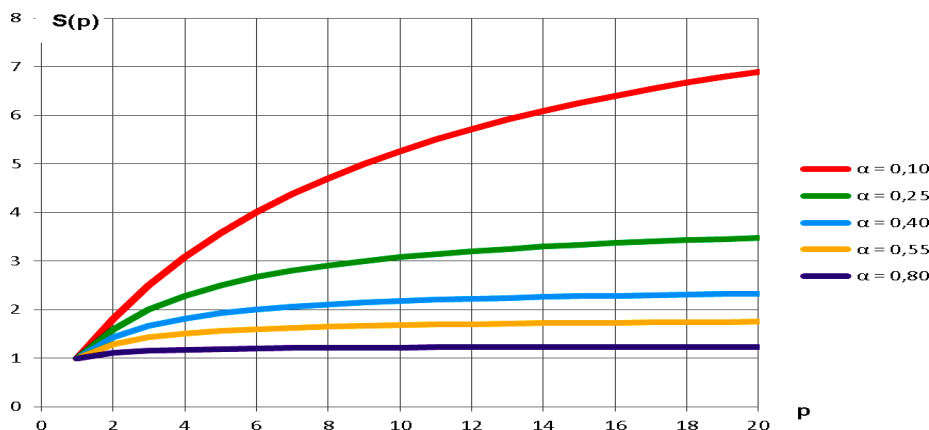
Осы диссертациялық жұмыста параллельдеу жұмыстарының (салыстырмалы бірліктерде) тиімділігін бағалаудың математикалық моделі ретінде параллельді-тізбекті жүйелердегі параллельді есептеулердің тиімділігін бағалауға арналған Амдахл заңын қолдану ұсынылады [58].

Қаралып отырған жағдай үшін  $S(p)$  тиімділігі келесі түрде жазылады:

$$S(p) = \frac{1}{\alpha + \frac{1-\alpha}{p}}, \quad [2.1]$$

мұндағы  $\alpha$  - бас ұйымның жобаны тұтастай дамытудағы жұмысының үлесі (бұл үлкен көлемде жұмыс параллельделмеген деп болжанады);

$p$  - негізгі бірлескен орындаушылардың саны (өнімнің ірі компоненттерін жасаушылар);



Сурет 2.4 -  $S(p) = f(p)$  функциясының өзгеру графигі

$S(p)$  - егер барлық жұмыстар басты бір ұйымда жүйелі түрде орындалатын болса, жұмыстың параллелдеу тиімділігі.

Бұл жағдайда тиімділікті өнімді құруға уақыт ресурстарын қысқарту тұрғысынан қарастыруға болады, яғни әзірлеу уақытын қысқарту. Сурет-2.4-те әртүрлі мәндер үшін  $S(p) = f(p)$  функциясының өзгеру графигін көрсетеді.

Бұл мысал  $S(p)$  тиімділігі  $p$ -ге қатысты сызықты емес өзгеретінін және тиімділіктің жоғарылауы  $p$  өсуімен төмендейтінін көрсетеді. Бұл тәсіл, егер мердігерлердің жұмыстық үлесі уақыт шығындары бойынша тең болса, дамуды тұтастай сипаттай алады. Сонымен қатар, параллель жұмысты үйлестіруге кететін қосымша уақытқа байланысты жобаның тиімділігінің төмендеуі мүмкін. Осы факторды ескеріп,  $S(p)$  өрнегіндегі бөлгішті жұмысты үйлестіруге байланысты  $f(p)$  қосымшасының мөлшеріне көбейтейік. Бұл қосу  $p$  мәніне байланысты болады, және  $p$ -нің жоғарылауымен  $f(p)$  үйлестіру құны артады [58].

Бұл жағдайда:

$$S(p) = \frac{1}{\alpha + \frac{1-\alpha}{p} + f(p)} \quad (2.2)$$

$P$ -ге арналған шарт:  $p$  - бүтін сан және  $p \geq 2$ .

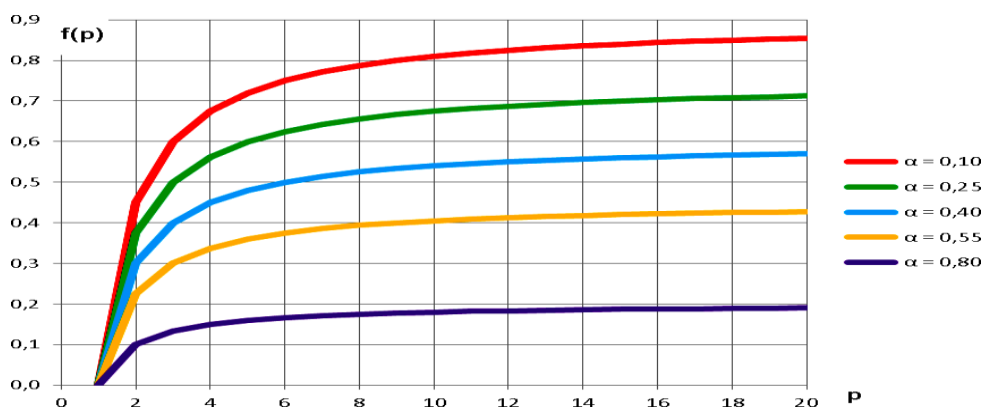
Егер үйлестіру құны жұмысты параллельдеуден алынған барлық кірістен аспаса, жеделдету болады:

$$\alpha + \frac{1-\alpha}{p} + f(p) < 1 \quad (2.3)$$

Осылайша, біз  $f(p)$  функциясы бойынша шектеуді аламыз:

$$f(p) < (1 - \alpha) \left(1 - \frac{1}{p}\right) \quad (2.4)$$

Сурет-3.5-те әртүрлі мәндерге арналған  $f(p) < (1 - \alpha) \left(1 - \frac{1}{p}\right)$  функциясының графигін көрсетеді.



Сурет 2.5 -  $f(p)$  функциясының графигі

Бұл функция  $\alpha$  мен  $p$  параметрлерді байланыстырады және параллелдеу нәтижесіз болатын шекараны анықтайды, яғни үдеу болмайды. Егер  $f_1(p)$  шамасы осы қисықтардың үстінде орналасқан аймақтан мәндер қабылдайтын болса, онда параллелдеу жеделдетуге емес, дамудың баяулауына әкеледі, өйткені параллелдеу эффектісі параллель орындалған үйлестіру жұмыстарының құнына азаяды. Бұл параллелизация дұрыс жасалмағанын көрсетеді.

Параметр жоғарылаған сайын  $f(p)$  шегі азаяды. 3.5 суретте көрсетілгендей, алдымен  $f(p)$  үшін рұқсат етілген мәндер диапазоны сызықты және тез өседі (шамамен  $p = 3$ -ке дейін), содан кейін өсу баяулайды және  $p = 7$ -мен бірге түзу өседі.

Кәсіпорындар арасындағы үйлестіруші функцияның  $f(p)$  функциясының  $f(p) = c \ln(p)$  формасы болған жағдайды қарастырайық, мұндағы  $c$  коэффициенті олардың жұмысын үйлестіруде кәсіпорындардың «байланыс дәрежесін» анықтайды. Неғұрлым аз болса, бірлескен жобаларды іске асыру кезінде кәсіпорындардың жұмысын үйлестіруге байланысты шығындар азаяды [58].

Жұмысты тездету үшін өрнектегі мәнге сәйкес келетін үздіксіз  $x$  аргументінің  $F(\alpha, x)$  функциясын қарастырайық:

$$Sp(\alpha, x) = \frac{1}{f(\alpha, x)}, \quad (2.5)$$

$$F(\alpha, x) = \alpha + \frac{1-\alpha}{x} + c \cdot \ln(x). \quad (2.6)$$

$Max Sp(\alpha, x)$   $x$  айнымалысын есепті шешу арқылы табуға болады.

$$F(\alpha, x) = \alpha + \frac{1-\alpha}{x} + c \cdot \ln(x) \rightarrow \min \quad (2.7)$$

$F(\alpha, x)$  функциясының туындысын  $c, \alpha = const$  нөлге теңестірсек, аламыз

$$-(1-\alpha) \frac{1}{x^2} + \frac{c}{x} = 0 \text{ немесе } X = \frac{1-\alpha}{c}. \quad (2.8)$$

$P$  параметрі бүтін сан және  $p \geq 2$  болғандықтан, онда

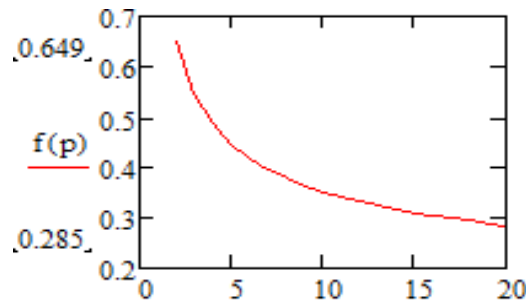
$$p_{opt} = \text{floor} \left( \frac{1-\alpha}{c} \right). \quad (2.9)$$

$c$  коэффициенті қандай шарттарды қанағаттандыруы керек екенін қарастырайық.

Параллелдеу жағдайынан  $c \leq \frac{1-\alpha}{2}$  Баяулау (тоқырау) емес, жеделдету болу үшін

$$\alpha + \frac{1-\alpha}{p} + c \cdot \ln(p) < 1 \text{ немесе } c < (1-\alpha) \frac{p}{\ln(p)} \quad (2.10)$$

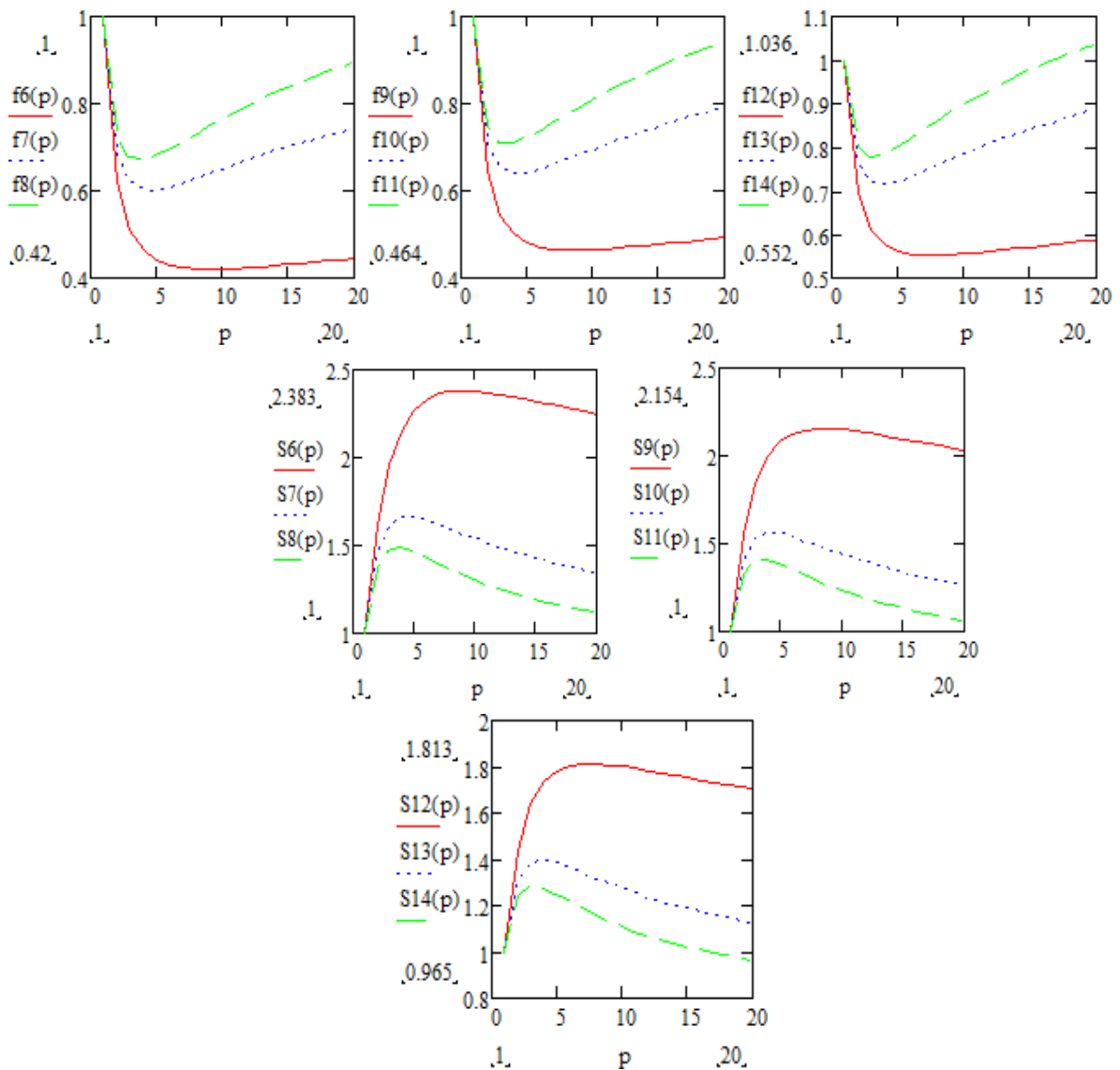
$\alpha = 0.1$  үшін бірінші шартты  $c \leq 0.45$  береді. Екінші шартқа сәйкес келетін график 3.6 суретте көрсетілген.



Сурет 2.6 -  $(1-\alpha) \cdot (1-1/p) / \ln(p)$  функциясының графигі

$F(\alpha, p)$  функциялары мен жұмысты жылдамдатуға арналған өрнектер  $\alpha$  мен  $p$ -дің әртүрлі мәндері үшін  $Sp(\alpha, x) = 1 / F(\alpha, p)$  3.7, 3.8 суретте көрсетілген.

Сурет 2.7 -  $F(\alpha, p)$  функциясының графигі



Сурет 2.8 -  $Sp(\alpha, x)$  функциясының графигі [58]

3.1, 3.2 кестелерде  $p_{opt} = floor \left[ \frac{1-\alpha}{c} \right]$  формуласы бойынша есептелген және бағдарламамен есептелген  $\alpha$  және  $c$  мәндерінің әртүрлі комбинациялары үшін тиісті үдеулермен есептелген  $p$ -нің оңтайлы шамалары көрсетілген.

$$SS(\alpha, c, p) := ss \leftarrow \frac{1}{\alpha + \frac{1-\alpha}{p} + c \cdot \ln(p)} \quad (2.11)$$

SS

Кесте 2.1 -  $P_{opt}$  оңтайлы мәні

c	0.1	0.17	0.25
$\alpha$			
0.1	9,0	8,0	7,0
0.15	6,0	5,0	5,0
0.2	4,0	4,0	3,0

Кесте 2.2 -  $S(\alpha, c, p_{opt})$  оңтайлы мәні

$c \alpha$	0.1	0.17	0.25
0.1	2.3830	2.0760	1.8120
0.15	1.9280	1.7320	1.5590
0.2	1.660	1.5270	1.3890

Жобаны іске асыру кезінде жеделдету неғұрлым үлкен болса, бас кәсіпорында шоғырланған дәйекті орындалатын жұмыстардың үлесі аз болады (мәні) және жұмысты параллель жұмыс істейтін ұйымдармен байланысты серіктестер арасында бөлу оларды үйлестіру үшін аз уақытты қажет етеді. Егер осы шарттар орындалса, параллель жұмыс істейтін кәсіпорындардың оңтайлы саны артады.

Мақалаларда [31, 39]  $f(p) = c \cdot p$  және  $f(p) = c \cdot p^2$  болған жағдайларды зерттейді. Бірінші жағдай үшін  $p_{opt} = floor \left[ \sqrt{\frac{1-\alpha}{c}} \right]$ , ал екінші жағдай үшін  $p_{opt} = floor \left[ \sqrt[3]{\frac{1-\alpha}{c}} \right]$  алынады.

Екі жағдай да бір кәсіпорын деңгейіндегі жұмысты параллельдеуге қатысты.  $F(p) = c * p$  жағдайы негізгі еңбекқорлық өнімді шығаруға байланысты жүйелерді (іске қосу машиналары, жоғарғы сатылар) білдіреді. Екінші жағдай мехатронды жүйелер үшін ең қолайлы, мұнда еңбек



сыйымдылығы мен күрделілігі тұрғысынан ол «механикалық» емес, «электрондық» компонент басым болады, яғни күрделі электрондық жабдықтар, басқару жүйелері, ендірілген бағдарламалық қамтамасыз ету бар. Мұндай жүйелер әртүрлі компоненттерге арналған ғарыш аппараттарын қамтиды, олардың құрамдас бөліктері мен бөлімшелері арасындағы байланыстың жоғары деңгейімен сипатталады [57, 58].

Жоғарыда келтірілген нәтижелер бойынша, кәсіпорын деңгейінде бөлімдердің байланысы біршама жоғары, сондықтан параллельдеу кезінде параллель жұмыс істеп жатқан бөлімдердің оңтайлы саны, қалғанының бәрі тең, бұл жобаларды жүзеге асыру деңгейінің кәсіпорындармен бірлесіп орындаушылар деңгейінен төмен болып шығады.

### **2.3 «Союз-СТ» зымырантасығыштарының кешенін құруға арналған жобалаудың аралас технологиялары**

Гвиана ғарыш орталығынан «Союз-СТ» ұшыру кешенін (ELS – Ensemble Lancement Soyouz) құру кезінде орыс және еуропалық әртүрлі зымыран-ғарыштық кешендердің пайдаланылған құрамдас бөліктері, сондай-ақ жаңадан жасалынған құралдар мен жабдықтар қолданылған (сурет 2.9) [54, 55, 56, 57, 58].

ELS кешені келесі компоненттерден тұрады:  
«Союз-СТ» зымырантасығышы;  
ZLS (Zone Lancement Soyouz) ұшыру кешені;  
ZPS (Zone Preparation Soyouz) техникалық кешені;  
«Фрегат» (РБФ) үдемелі блоктардың жаңармай кешені және S3B ғарыштық ұшыру қондырғысы;  
қосалқы құрылыстар мен құралдар.



Сурет 2.9 - «Союз» ұшыру кешенінің компоненттері

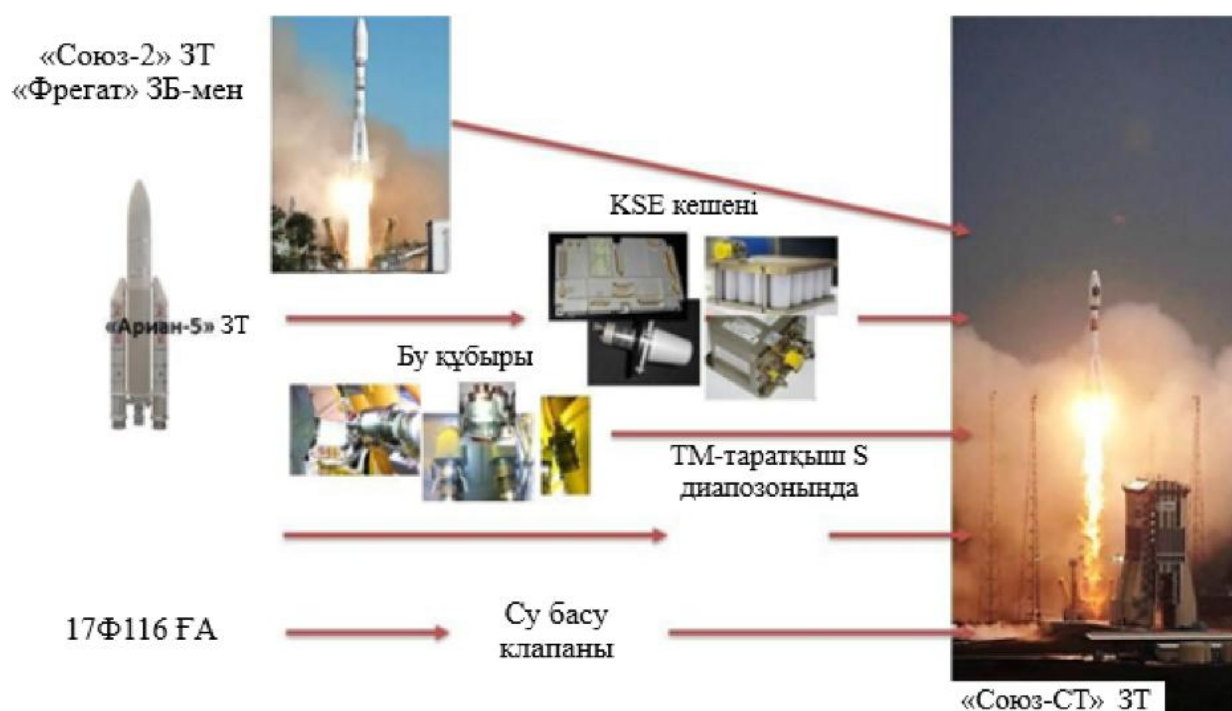
Әр компонентті бөлек қарастырайық, қайдан алынған және қосымша неден дайындалған.

«Союз-СТ» зымырантасығышы. «Союз-СТ» ЗТ құрамдас бөліктері:

- үш сатылы ЗТ екі нұсқада - «А» немесе «Б»;
- «Фрегат» үдемелі блогы бас жарманың өтпелі бөлімімен;
- зымыран алдыңғы бөлімі;
- қауіпсіздік техникасының жиынтығы.

«Союз-СТ» зымыран тасығышының негізі - «Союз-2» зымыран тасығыштары «Союз-2» 1 а және 1б сатысының нұсқаларында. Гвиана ғарыш орталығынан іске қосылған кезде әрбір нұсқа сәйкесінше «Союз-СТ-А» және «Союз-СТ-В» деп белгіленеді.

«Союз-2» ұшыру аппаратын бейімдеу үшін келесі модификациялар жасалды (сурет 2.10).



Сурет 2.10 - «Союз-СТ» ЗТ құрамдас бөліктері

Үш сатылы зымырантасығыштың борттық телеметрия жүйесі келесі бағыттарда жетілдірілді:

2200-2600 МГц жиіліктегі «S» деп аталатын әуе кемелерінің телеметриялық жүйелерінде рұқсат етілген халықаралық жиіліктер диапазонында жұмыс істейтін жаңа таратқыштарды жасау;

берілген телеметрия ағындарын екіге дейін төмендету (үш сатылы зымырантасығыш үшін);

телеметрия рамасын оны қабылдау үшін Гвиана ғарыш орталығының Галиот жер станциясымен және басқа халықаралық ТМ станциялары Ariane-5

және Vega ұшыру аппараттарынан ақпаратты қабылдау үшін қолданыстағы қабылдау және жазу жабдықтарын өзгертпестен бейімдеу (сурет 2.11).



Сурет 2.11 – Галлиот ТМ-станциясы

Іске қосу орнында жылжымалы қызмет мұнарасының болуына байланысты ұшыру машинасының дренаждық және дренаждық-қауіпсіздік клапандарынан шығатын оттегі буларын эвакуациялау және оларды жылжымалы қызмет мұнарасының жабық кеңістігінен шығару қажет болды. Бұл қауіпсіздік талабы, өйткені оттегі буларының жиналуы жылжымалы қызмет мұнарасы астындағы оттегінің пайыздық мөлшерінің жергілікті және жалпы өсуіне әкеледі, оны алып тастау керек [58].

Арнайы құрылымдық элементтер қайтадан жасалды. Бу шығатын құрылғылар. Бу шығатын саңылауларды өнімнің екінші және үшінші кезеңдерінен шығару қолмен, бірінші кезеңде - өнімнің қозғалысы арқылы жүзеге асырылады.

Бұл қондырғылар өздерін жақсы көрсетті және олар «Восточный» ғарыш айлағындағы «Союз» ұшыру алаңында пайдаланылатын болады, өйткені мұнда жылжымалы қызмет мұнарасы да қолданылады.

Зымыран тасығыштың жеке модификациясы - KSE еуропалық қауіпсіздік техникасының қондырғысы (Kit Sauvegarde Europeene). Бұл жинақ толықтай және модификациясыз «Ариане-5» және «Вега» еуропалық ұшыру аппараттарынан алынған.

Бұл құрал-жабдық арналған:

ұшыру аппараттарының ұшуы кезінде борттан қабылдау, ұшырылатын машинаның қозғалыс жүйелерін мәжбүрлеп өшіру және оны ұшыру аппараттарын басқару жүйесіне беру. Осы мақсатта бортқа кабельдік желі мен қуат көзі бар антенналары бар екі телекоммуникациялық қабылдағыш орнатылды;

жердегі радармен ұшу кезінде ұшырылатын көлік құралдарының сәулеленуіне жауап беру. Бұл өнімнің қосымша локализациясын қамтамасыз ету үшін жасалады және сыртқы траекторияны өлшеудің тәуелсіз құралы ретінде қызмет етеді, борттық кабельдік желі мен қуат көзіне сәйкес келетін антенналары бар екі радар транспондерлері орнатылған [58].

Атлант мұхитына құлағаннан кейін ұшырылатын көлік құралының бүйірлік блоктарын кепілді түрде су басуды қамтамасыз ету үшін, жанармай құятын резервуарлар бірінші сатыдан кейін ұшатын өнімнен бөлініп ашылатын қосымша пировлеттермен жабдықталған. Клапанды ашу жанармай желісі бойымен қосымша кепілді ағып кетудің пайда болуына әкеліп соғады, бұл газ жастықтарының пайда болуының мүмкін еместігіне және жағымды судың болуына әкеледі. Клапан 17F116 FA-дан алынды және ағынның ауданын ұлғайту және бекіту нүктелерін өзгерту тұрғысынан өзгертілді.

#### **2.4 Зымыран тасымалдағыштарды «өрлемелі» және «аралас» жобалаудың тиімділігін бағалауға аналитикалық тәсіл**

Аналитикалық тәсіл төмендемелі және өрлемелі жобалау сияқты технологияларды, сондай-ақ аралас жобалау технологияларын қолдана отырып, ұшыру аппараттарын жасау мен өндіру шығындарын есептеумен байланысты, яғни осы екі тәсіл де қолданылған кезде. Өрлемелі және аралас жобалау технологиялары уақыт пен шығынға сәйкес келеді. Бұл диссертациялық жұмыста жоғарыдан төмендемелі жобалау әдісімен салыстырғанда осы әдістерді қолданудың артықшылықтарын сандық түрде анықтауға мүмкіндік беретін тәсіл көрсетілген.

Іске қосу құралының құрамдас бөліктерінің әрқайсысы үшін шығындар құрылымына әзірлеу (жобалау) және өндірістік шығындар кіреді. Әзірлеу шығындарын есептеу үшін арақатынас қолданылады:

$$\Lambda(m_{nn}) = \frac{A}{m_{nn}^{1-\alpha}} Q \quad (2.12)$$

мұндағы  $\Lambda(m_{nn})$ , ( у.е./кг) - ұшырылатын көлік құралының құрамдас бөлігінің өзіндік құны (зымыранмен тасымалданатын ең көп жүктеме массасына жатқызылатын компонентті әзірлеу құны);

$m_{nn}$  - ұшырылатын көлік құралының ең жоғары жүктемесінің массасы;

$A$  - құрамдас бөлікке жататын топқа байланысты тұрақты коэффициент;

$\alpha$  - жүктеме массасының даму құнына әсерін ескеретін коэффициент;

$Q$  - ұшыру машинасының құрамдас бөлігінің күрделілігін

ескеретін коэффициент.

Өндірістік шығындарды есептеу үшін арақатынас қолданылады:

$$\lambda(m_{\text{пн}}, n) = \frac{B}{m_{\text{пн}}^{1-\beta}} C(n, r) \quad (2.13)$$

мұндағы  $\lambda(m_{\text{пн}}, n)$ , (y.e./кг) - n бірлік мөлшерінде ұшырылатын көлік құралының құрамдас бөлігін өндірудің бірлігі [58];

A - құрамдас бөлікке жататын топқа байланысты тұрақты коэффициент;

$\beta$  - пайдалы жүктеме массасының өндіріс құнына әсерін ескеретін көрсеткіш;

$C(n, r) = \frac{\bar{c}_n}{c_1}$  - композициялық өндіріс үшін шығындарды азайту коэффициенті n ( $\bar{c}_n$ ) мөлшеріндегі бөлшектер бірінші компонентті дайындаудың өзіндік құнымен салыстырғанда ( $c_1$ ).

r - жоғарыдан төмен дизайнды пайдалану кезіндегі өндірісті дамыту коэффициенті (мысалы, r = 0.9 компонент бөлігін өндіру екі есе өскен кезде шығындар бастапқы көлемнің 90% дейін төмендейді, яғни қатардан шығарылған екінші компонент бірінші құнның 90% құрайды, төртіншісі - екіншінің құнынан 90%, сегізіншіден - төртіншіден құнының 90% және т.б.). Қабылайды  $r \in [0.7 \dots 0.97]$ ;

rr - аралас дизайнды қолдану кезінде өндірісті дамыту коэффициенті (мысалы, rr = 0.9 компонент бөлігін өндіру екі есе артқан кезде шығындар бастапқы көлемнің 90% дейін төмендейді, яғни қатарда өндірілген екінші компонент бірінші құнның 90% құрайды, төртіншісі - екіншінің құнынан 90%, сегізіншіден - төртіншіден құнының 90% және т.б.). Қабылайды  $rr \in [0.7 \dots 0.97]$ .

Айта кету керек, бір модельдік есепте r және rr коэффициенттерінің мәні бірдей болмауы мүмкін. Rr коэффициентін r мәнінен үлкен мәнмен қабылдау керек. Бұл аралас дизайнды қолданған кезде бұрыннан дайындалған және көбінесе жаппай өндірілген, кешеннің құрамдас бөліктері пайдаланылатындығына байланысты, бұл кешеннің (өнімнің) өзіндік құны жоғарыдан төмен дизайнды қолданғанға қарағанда баяу төмендейді.

C(n, r) анықтау үшін келесі байланыс қолданылады:

$$C(n, r) = \frac{\bar{c}_n}{c_1} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n i \frac{\ln r}{\ln 2} = \frac{1}{n} \left( 1 \frac{\ln r}{\ln 2} + 2 \frac{\ln r}{\ln 2} + 3 \frac{\ln r}{\ln 2} + \dots + n \frac{\ln r}{\ln 2} \right) \quad (2.14)$$

Мысалы, r = 0.85 үшін бізде: C(4, 0.85) = 0.836. Төртінші компонентті өндіруге шығындарды төмендету коэффициенті (бірақ төрт компоненттің барлығы бірдей емес):

$$\frac{C_4}{C_1} = 4^{\frac{\ln 0,85}{\ln 2}} = 4^{-0,234} = 0,722$$

N бірлік мөлшеріндегі компоненттің дамуы мен өндірістік шығындары:

$$Z_{\text{пр}_{el}} = (\Lambda(m_{\text{пн}}) + n\lambda(m_{\text{пн}}, n))m_{\text{пн}} = \left( \frac{A}{m_{\text{пн}}^{1-\alpha}} Q + n \frac{B}{m_{\text{пн}}^{1-\beta}} C(n, r) \right) m_{\text{пн}} \quad (2.15)$$

Егер біз осы тәсілді әр түрлі компоненттердің  $m$  тобына тарататын болсақ және әр түрі  $n$  бірлік мөлшерінде шығарылса, онда шығындар:

$$Z_{\text{пр}_{m}} = \left( \sum_{j=1}^m \frac{A_j}{m_{\text{пн}}^{1-\alpha_j}} Q_j + n \sum_{j=1}^m \frac{B_j}{m_{\text{пн}}^{1-\beta_j}} C(n, r_j) \right) m_{\text{пн}} \quad (2.16)$$

Жоғарыда аталған модельдер ұшырылатын көлік құралдарымен тікелей байланысты компоненттердің топтарына (қоздыру жүйелері, зымыран қондырғылары, басқару жүйелері) қатысты қолданылуы мүмкін, өйткені олар үшін жүктеме массасына тәуелділікті анықтауға болады. Іске қосу-техникалық кешендерді әзірлеуге және өндіруге байланысты шығындарға келетін болсақ, мұнда мұндай тәуелділіктерді анықтау қиын. Бұл жағдайда ұшыру және техникалық кешендерді әзірлеуге және өндіруге байланысты шығындар ұшыру аппаратын жасау мен өндіруге жұмсалған жалпы шығындардың үлесі ретінде ескерілуі мүмкін. Бұл жағдайда барлық жұмыстар кешенінің жалпы шығындары былай жазылуы мүмкін:

$$Z_{\text{пр}} = (1 + K_{stk}) \left( \sum_{j=1}^m \frac{A_j}{m_{\text{пн}}^{1-\alpha_j}} Q_j + n \sum_{j=1}^m \frac{B_j}{m_{\text{пн}}^{1-\beta_j}} C(n, r_j) \right) m_{\text{пн}} \quad (2.17)$$

мұндағы  $K_{stk}$  - ұшыру аппаратын жасау мен өндіруге жұмсалған жалпы шығындардың үлесі, ол ұшыру және техникалық кешендерді әзірлеу мен өндіруге жұмсалатын шығындарды қосымша анықтайды.

Қарым-қатынас (3.4) ұшыру аппараттарының барлық құрамдас бөліктері қайта жобаланған және өндірілген, ал мұнда бұрын жасалған компоненттер мен дәлелденген технологияларды қолдану қарастырылмаған, яғни іс жүзінде бізде жоғарыдан-төмен дизайн технологиясын сипаттайтын шығындар бар.

Төменнен және аралас технологияларды қолдану жағдайындағы шығындарды есептеу үшін (жоғарыдан және жоғарыдан жобалау технологияларын бір уақытта қолдану) біз келесі коэффициенттерді енгіземіз:

$q_j$  - ұшырылған көлік құралының бұрын әзірленген құрамдас бөлігін жаңадан жасалынған өнімге бейімдеу (жобаны қайта қарау) үшін шығындардың үлесін ескеретін коэффициент ( $q_j \in [0 \dots 1]$ );

$b_j$  - жаңадан жасалынған өнімдегі LV компонентінің негізі ретінде қабылданған өндірістік технологияны жетілдіруге арналған шығындар үлесін ескеретін коэффициент ( $b_j \in [0 \dots 1]$ );

$q_{stk}$  - ұшыру және техникалық кешендерді құру және өндіру үшін негіз ретінде қабылданған шешімдерді бейімдеу және нақтылау үшін болжануы керек шығындардың үлесін ескеретін коэффициент.

Бұл жағдайда төменнен жоғары және аралас дизайн технологиясындағы жұмыстардың бүкіл жиынтығына кеткен шығындарды жазуға болады [58]:

$$Z_{sp} = (1 + K_{stk}q_{stk}) \left( \sum_{j=1}^m \frac{A_j}{m_{пн}^{1-\alpha_j}} Q_j q_j + n \sum_{j=1}^m \frac{B_j b_j}{m_{пн}^{1-\beta_j}} C(n, rr_j) \right) m_{пн} \quad (2.18)$$

Сонымен, «жоғарыдан-төмен» және «аралас дизайн» технологиясын қолданудың экономикалық тиімділігінің сандық көрсеткішін «жоғарыдан-төмен» және «аралас дизайн» технологиясын қолдану кезіндегі шығындарға қатынасы ретінде бағалауға болады:

$$E = \frac{Z_{пп}}{Z_{sp}} = \frac{(1+K_{stk}) \left( \sum_{j=1}^m \frac{A_j}{m_{пн}^{1-\alpha_j}} Q_j + n \sum_{j=1}^m \frac{B_j}{m_{пн}^{1-\beta_j}} C(n, rr_j) \right) m_{пн}}{(1+K_{stk}q_{stk}) \left( \sum_{j=1}^m \frac{A_j}{m_{пн}^{1-\alpha_j}} Q_j q_j + n \sum_{j=1}^m \frac{B_j b_j}{m_{пн}^{1-\beta_j}} C(n, rr_j) \right) m_{пн}} \quad (2.19)$$

Уақыт көрсеткіштері көбінесе сол еңбек өнімділігіндегі экономикалық факторлармен байланысты болғандықтан, алынған экономикалық тиімділік көрсеткіштерін уақыт көрсеткіштеріне, яғни жобалау жұмыстарын және ұшыру аппараттарын шығаруды жеделдету үшін беруге болады.

Экономикалық тиімділіктің сандық көрсеткішін есептеу алгоритмін және MathCad пакетінің тілінде жазылған тиісті рәсім келтірілген (қосымша 1).

Аралас дизайн технологиясын қолдана отырып, екі сатылы ұшыру аппаратын жасау мен өндірудің тиімділігін бағалаудың үлгі мысалын қарастырайық.

Біз ұшыру аппараттарының келесі компоненттерін (кесте 2.3), сондай-ақ ұшыру және техникалық кешендерді бөлек ескереміз.

Кесте 2.3 – Зымырантасығыштың құрама бөліктері

$J$	Құрама бөліктері
1	Бірінші сатыдағы зымыран блогы
2	Екінші сатыдағы зымыран блогы
3	Бірінші сатыдағы қозғалыс жүйесі
4	Екінші сатыдағы қозғалыс жүйесі
5	Басқару жүйесі
6	Зымыранның алдыңғы бөлігі

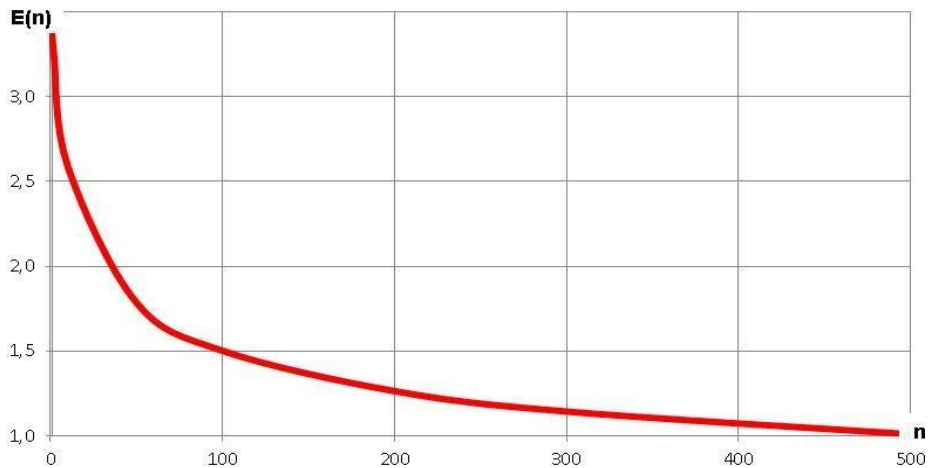


Мәселені келесі бастапқы мәліметтермен шешейік:

$$\begin{aligned}
 A &= \begin{pmatrix} 2.5 \cdot 10^5 \\ 1.5 \cdot 10^5 \\ 2.2 \cdot 10^5 \\ 1.1 \cdot 10^5 \\ 2.2 \cdot 10^5 \\ 0.9 \cdot 10^5 \end{pmatrix}, & \alpha &= \begin{pmatrix} 0.65 \\ 0.45 \\ 0.65 \\ 0.5 \\ 0.53 \\ 0.3 \end{pmatrix}, & Q &= \begin{pmatrix} 0.9 \\ 0.7 \\ 1.13 \\ 1.1 \\ 1.33 \\ 0.7 \end{pmatrix}, & G_p &= 9000, \\
 B &= \begin{pmatrix} 1.05 \cdot 10^5 \\ 5 \cdot 10^4 \\ 1.1 \cdot 10^5 \\ 6 \cdot 10^4 \\ 6.4 \cdot 10^4 \\ 3.1 \cdot 10^4 \end{pmatrix}, & \beta &= \begin{pmatrix} 0.55 \\ 0.37 \\ 0.63 \\ 0.43 \\ 0.45 \\ 0.22 \end{pmatrix}, & r &= \begin{pmatrix} 0.8 \\ 0.8 \\ 0.8 \\ 0.8 \\ 0.8 \\ 0.8 \end{pmatrix}, & K\_sttk &= 0.35, \\
 q &= \begin{pmatrix} 0.4 \\ 0.3 \\ 0.35 \\ 0.25 \\ 0.3 \\ 0.25 \end{pmatrix}, & b &= \begin{pmatrix} 0.4 \\ 0.5 \\ 0.35 \\ 0.5 \\ 0.4 \\ 0.3 \end{pmatrix}, & q\_sttk &= 0.4, \\
 & & & & rr &= \begin{pmatrix} 0.94 \\ 0.94 \\ 0.94 \\ 0.94 \\ 0.94 \\ 0.94 \end{pmatrix},
 \end{aligned}$$

$N = (1, 2, 10, 50, 100, 200, 300, 500)$  мәндер үшін MathCad бағдарламасын пайдаланып есептеулер сәйкесінше келесі нәтижелер береді:

$$E = (3,363193, 3,2418, 2,590868, 1,785815, 1,502077, 1,264123, 1,143901, 1,009746).$$



Сурет 2.12 -  $E(n)$  функциясының графигі

Бұл график ұшыру машинасының сериялық өндірісіне (шағын, орта, ірі және жаппай өндіріс) байланысты жоғарыда аталған бастапқы мәліметтер жиынтығы үшін аралас дизайн технологиясының экономикалық тиімділігінің сандық көрсеткішінің өзгеруін суреттейді.

Тиімділіктің сандық көрсеткіші шағын және орта өндіріске байланысты қатты өзгереді. Сериялық өндірістің өсуімен индикатордың мәні



тұрақтанады.

Пайдаланудың қарапайымдылығы үшін алынған нәтижелерді интерполяция функциясымен сипаттауға болады:

$$E^* = 3,36 - 0,4 \ln(n).$$

Зымыран-тасығыштардың әртүрлі жобалау стратегиялары талданады: жоғарыдан-төменге, төменнен-жоғарыға және аралас дизайн. Іске қосу машиналарын жобалауда бірлескен орындаушы-кәсіпорындар арасындағы жұмыстарды параллелдеу тиімділігін бағалау моделі ұсынылған.

1. Ұшыру аппараттарын құру тиімділігін бағалаудың алғашқы кезеңдерінде қолдануға болатын ұшырылатын көлік құралдарының төменнен жоғары және аралас дизайнының тиімділігін бағалау әдісі ұсынылады.

2. Аралас дизайн технологиясы Гвиана ғарыш орталығында «Союз-СТ» зымыран тасығыштарын құру кезінде сәтті қолданылды. «Союз-СТ» зымыран тасығышын жасау кезінде әртүрлі зымыран-ғарыштық кешендердің пайдаланылған құрамдас бөліктерін пайдалану бұл жобаны қысқа мерзімде және ең аз шығынмен жүзеге асыруға мүмкіндік берді.

3. Зымыран-тасығыштарды жобалауға арналған технологияларды қолданудың экономикалық тиімділігін бағалаудың аналитикалық моделі ұшырылатын көлік құралдарының құрамдас бөліктерін, атап айтқанда, жоғарыдан-төменге, төменнен-жоғарыға және аралас болған кезде әртүрлі технологиялар қолданылатын жағдайларда ұсынылады. Аралас дизайн технологиясын және MathCad пакетін қолдана отырып модельді алгоритмдік іске асыруды қолдана отырып, әр түрлі сериялық өндіріске арналған екі сатылы ұшыру аппараттарын жасау мен өндірудің тиімділігін бағалаудың үлгілік мысалы келтірілген [58].

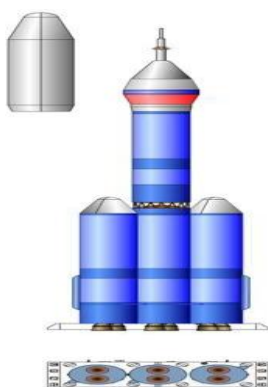
### 3 Ұшыру аппараттарының параметрлік сериясы үшін масса-энергия коэффициенттерін анықтау

Бұл тарауда қадамдар бойынша Циолковский сандарын рационалды бөлу мәселесін шешуге мүмкіндік беретін және әмбебап зымыран блоктарынан қадамдар жасалатын ұшыру аппараттарының параметрлік сериясы модуляциясының сәйкес масса-энергия қатынасын анықтауға мүмкіндік беретін әдістер қарастырылған. Мәселені шешу жалпы сызықтық емес бағдарламалау мәселесіне дейін азаяды. Методтар екі сатылы ұшыру нұсқасы үшін сипатталған, бірақ оларды сатылардың көптігі бар нұсқаларға оңай таратуға болады [58].

#### 3.1 Зымырантасығыштың модульдік құрылымы

Қазіргі кезеңде ұшыру аппараттары әмбебап модульдерден (зымыран блоктарынан) жинауға мүмкіндік беретін және берілген орбитада жүк массасының кең спектрін қамтамасыз ететін модульдік құрылым (модификациялардың параметрлік сериясы) түрінде жасалған.

Мәселен, «Рус-М» зымыран тасығышында төрт модификация болуы мүмкін: «Рус-МС» (орта класс), «Рус-МП» (көтерілісі орташа деңгей, 3.1-сурет), «Рус-МТ-35» (ауыр класс), «Рус-МТ-50» (ауыр класс), төмен тірек орбитаға шығаруға мүмкіндік береді, сәйкесінше 6,5; 24; 33 ÷ 36; 53 ÷ 54 тонна жүктеме.



Сурет 3.1 - Зымырантасығыштың модульдік құрылымы

«Рус-МС» модификациясында бірінші кезеңде әмбебап зымыран қондырғысы қолданылады, бұл «Рус-МП» үшін үш блоктан «қатаң» топтаманы құруға негіз болады, төрт «Рус-МТ-50» және «Рус-МТ-35» үшін бесеу.

Зымыран тасығыштың екінші кезеңдері біріккен және үш модификацияланған, сонымен қатар бірінші сатыдағы әмбебап зымыран блогы Рус-МТ-50 зымыран қондырғысының екінші кезеңі ретінде қолданылады.

Осындай ұшыру аппараттарын жобалау кезінде әр түрлендірудің орбитаға ұшырудың жоспарланған санын ескере отырып, зымыран қондырғылары параметрлерінің оңтайлы масса-энергетикалық коэффициенттерін таңдау мәселесін шешу қажет [9].

Мұндай шешім Циолковский сандарының сатылар бойынша оңтайлы таралуын таңдауға негізделген классикалық тәсілге негізделуі мүмкін.

Келесі зерттеулерде қолданылатын ұшырылатын көлік құралдарының оңтайлы масса-энергия коэффициенттерін анықтау модельдерін қарастырайық.

### 3.2 Циолковский сандарын тасымалдаушы зымырандардың сатылары бойынша бөлу

#### 3.2.1 Циолковский сандарын қадамдар тізбегі қосылған тізбекке бөлу

Кезеңдердің тізбектелген байланысы бар көп сатылы тасымалдаушыны қарастырыңыз. Берілген жүктеме массасы  $m_{пн}$  қарастырамыз. Зымыран қондырғысы бойынша ұшырылатын машинаның минималды массасын және Циолковскийдің (отын) сандарының оңтайлы таралуын анықтау қажет [58].

Барлық ұшырылатын көлік құралының бастапқы массасы келесі түрде берілген (сурет 3.2):

$$M_1 = \sum_{i=1}^N m_i + m_{пн}, \quad (3.1)$$

мұндағы  $m_i$  –  $i$ -ші ракеталық қондырғының бастапқы массасы;

$N$  - ракета блогының нөмірі.

$i$ -ші ракеталық қондырғы үшін келесі қатынастар дұрыс болады:

$$M_i = m_i + M_{i+1}, \quad (3.2)$$

Соңғы ( $N$ -кезең) өрнектің (3.2) формасы болады:

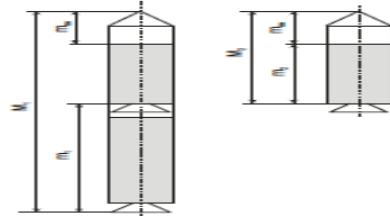
$$M_N = m_N + m_{пн}$$

Жүктеме салмағының салыстырмалы массасы келесідей анықталады:

$$P_{пн} = \frac{M_1}{m_{пн}} = \frac{M_1}{M_2} \frac{M_2}{M_3} \dots \frac{M_{N-1}}{M_N} \frac{M_N}{m_{пн}} \quad (3.3)$$

немесе

$$P_{пн} = \prod_{i=1}^N p_i \quad (3.4)$$



Сурет 3.2 – Кезендердің қатарлы қосылуымен екі сатылы ұшыру машинасының негізгі массалық сипаттамалары [58]

Белгілі қарым-қатынастан [1]:

$$\frac{z_{i-1}}{z_i} = \frac{s_{i-1} p_{i-1}}{s_i p_i} \quad \text{тиісінше:}$$

$$p_i = z_i \frac{s_i - 1}{s_i - z_i} \quad (3.5)$$

мұндағы  $z_i = \frac{M_i}{M_i - m_{Ti}}$  - Циолковский сандары;

$s_i = \frac{m_{Ki} + m_{Ti}}{m_{Ki}}$  - дизайнның жетілу дәрежесін анықтайтын

дизайн сипаттамалары;

$m_{Ki}, m_{Ti}$  - сәйкесінше құрғақ құрылымның массасы мен  $i$ -ракета блогының отынының массасы.

(3.5) ескере отырып, өрнек (3.4) келесі түрде жазылуы мүмкін:

$$P_{\text{пн}} = \prod_{i=1}^N z_i \frac{s_i - 1}{s_i - z_i}. \quad (3.6)$$

Циолковский сандарын сатыларға бөлудің оңтайлы шарты болады:

$$P_{\text{пн}} = f(z_1, z_2, \dots, z_N) = \prod_{i=1}^N z_i \frac{s_i - 1}{s_i - z_i} \rightarrow \min \quad (3.7)$$

сипаттаманың қажетті және қол жетімді жылдамдықтарының теңдігін қамтамасыз ету кезінде:

$$V_x^{\text{потр}} = V_x^{\text{расп}},$$

мұндағы  $V_x^{\text{потр}}$  - тапсырма шартынан анықталған жылдамдық (мысалы, жүктеме анықтамалық орбитаға түсуі);

$V_x^{\text{расп}}$  - бос орынға жетуге болатын жылдамдық:

$$V_x^{\text{потр}} = u_1 \ln z_1 + \dots + u_N \ln z_N = \sum_i^N u_i \ln z_i,$$

$u_i$  -  $i$ -ракета қондырғысының қоздыру жүйесінің жану өнімдерінің шығу

жылдамдығы.

Бұл мәселені Лагранж мультипликатор әдісімен шешуге болады және келесі түрде тұжырымдалады:

функцияның минимумын табу

$$F(z_1, z_2, \dots, z_N, \lambda) = f(z_1, z_2, \dots, z_N) + \lambda \varphi(z_1, z_2, \dots, z_N) \rightarrow \min, \quad (3.8)$$

мұндағы  $F(z_1, z_2, \dots, z_N)$  - жалпыланған Лагранж функциясы;

$\lambda$  - Лагранж мультипликаторы;

$$\varphi(z_1, z_2, \dots, z_N) = V_x^{\text{потр}} - \sum_i^N u_1 \ln z_1 = 0 - \text{шектік тапсырмалар.} \quad (3.9)$$

Функцияның экстремумы үшін қажетті шарт (3.8):

$$\frac{\sigma F}{\sigma z_1} = 0, i = 1 \dots N,$$

$$\frac{\sigma F}{\sigma \lambda} = 0$$

немесе

$$\frac{\sigma F}{\sigma z_1} = \frac{\sigma}{\sigma z_1} \left( \prod_{i=1}^N z_i \frac{s_i - 1}{s_i - z_i} + \lambda (V_x^{\text{потр}} - \sum_i^N u_1 \ln z_1) \right) = 0, i = 1 \dots N, \quad (3.10)$$

$$\frac{\sigma F}{\sigma \lambda} = \frac{\sigma}{\sigma \lambda} \left( \prod_i^N z_i \frac{s_i - 1}{s_i - z_i} + \lambda \left( V_x^{\text{потр}} - \sum_i^N u_1 \ln z_1 \right) \right) = 0.$$

(3.6) ескере отырып, теңдеулер жүйесін (3.10) келесі түрде жазуға болады:

$$P_{\text{пн}} \frac{s_i}{z_i(s_i - z_i)} - \lambda \frac{u_1}{z_i} = 0, i = 1, \dots, N, \quad (3.11)$$

$$(V_x^{\text{потр}} - \sum_i^N u_1 \ln z_1) = 0. \quad (3.12)$$

(3.11) формасына түрлендіру

$$P_{\text{пн}} \frac{s_i}{z_i(s_i - z_i)} = \lambda \frac{u_1}{z_i}, i = 1, \dots, N$$

және  $i$ -ші теңдеуді ( $i = 2, \dots, N$ ) біріншіге бөліп, мыналарды алуға болады:

$$\frac{s_i z_1 (s_1 - z_1)}{s_1 z_i (s_i - z_i)} = \frac{u_j z_1}{u_1 z_i}, i = 2, \dots, N,$$

және одан әрі

$$z_i = s_i \left( 1 - \frac{u_1}{u_j} + \frac{u_1 z_1}{u_j s_1} \right), i = 2, \dots, N. \quad (3.13)$$

(3.13) -ті (3.12) алмастыра отырып, біз трансценденттік теңдеуді аламыз

$$V_x^{\text{потр}} = \sum_i^N u_1 \ln z_1 \left[ s_i \left( 1 - \frac{u_1}{u_j} + \frac{u_1 z_1}{u_j s_1} \right) \right]. \quad (3.14)$$

Атмосфераның тығыз қабаттарындағы қозғалысқа байланысты сипаттамалық жылдамдықтың жоғалуын және қозғаушы жүйенің

ерекшеліктерін ескеру үшін (3.14) теңдеуіне  $\alpha$  ( $\alpha \geq 0$ ) коэффициентін енгіземіз, оны формада жазамыз [58].

$$(1 + \alpha)V_x^{\text{потр}} = \sum_i^N u_i \ln \left[ s_i \left( 1 - \frac{u_1}{u_j} + \frac{u_1 z_1}{u_j s_1} \right) \right]. \quad (3.15)$$

Берілген  $s_i$  мәндері үшін осы теңдеуді шешу  $z_1$ -дің оңтайлы мәнін анықтауға мүмкіндік береді (мысалы, Ньютон-Рафсон әдісі бойынша), содан кейін (3.13) бастап қалған  $z_1, i = 2, \dots, N$ -ті есептейді.

Екі сатылы ұшыру құралы үшін (3.15) теңдеу келесі форманы алады:

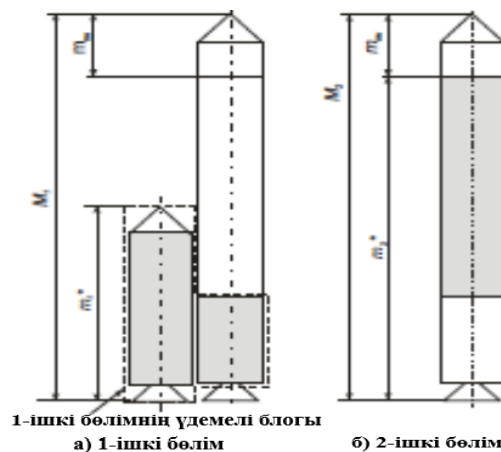
$$(1 + \alpha)V_x^{\text{потр}} = u_1 \ln z_1 + u_2 \ln \left[ s_2 \left( 1 - \frac{u_1}{u_2} + \frac{u_1 z_1}{u_2 s_1} \right) \right]. \quad (3.16)$$

Циолковский сандарының таңдалған мәндері үшін ұшыру аппараттарының модификациясының пайдаланылған массалық сипаттамалары келесідей анықталады:

$$\begin{aligned} M_1 &= P_{\text{пн}} m_{\text{пн}}, \\ m_{T1} &= \frac{z_1 - 1}{z_1} M_1, \quad m_{K1} = \frac{1}{s_1 - 1} m_{T1}, \\ M_2 &= M_1 - m_{T1} - m_{K1}, \\ m_{T2} &= \frac{z_2 - 1}{z_2} M_2, \quad m_{K2} = \frac{1}{s_2 - 1} m_{T2}. \end{aligned} \quad (3.17)$$

### 3.2.2 Циолковский сандарын қадамдардың параллельді-қатарлы қосылуымен тізбекке бөлу

Қадамдардың параллельді-қатарлы қосылысы бар тізбек үшін біз кіші саты тұжырымдамасын ұсынамыз (сурет 3.3).



Сурет 3.3 - Кезеңдердің қатар-қатар параллель қосылуы бар ішкі кезеңдер [58]

Бірінші кіші кезең үшін зымыран блогы бірінші сатыдағы зымыран блогынан және бірінші сатыдағы зымыран блогын бөлу кезінде тұтынылатын

екінші сатыдағы отынның  $\Delta m_{\text{топл2}}$  массасынан тұрады.

Екінші кіші кезең үшін бірінші сатыдағы зымыран блогын бөлу кезінде тұтынылған екінші сатыдағы отынның массасын есепке алмай, екінші сатының массасы екінші кезеңнің массасы ретінде анықталады. Осыны ескере отырып, Циолковский сандарының мәні келесідей болады:

$$z_1^* = \frac{M_1}{M_1 - m_{T1} - \Delta m_{T2}}, \quad (3.18)$$

$$z_2^* = \frac{M_2 - \Delta m_{T2}}{M_2 - \Delta m_{T2}}. \quad (3.19)$$

Келесі болжамдар жасайық:

- бірінші және екінші сатыдағы қозғалтқыштар бір уақытта жұмыс істей бастайды;

- сатылардың қозғағыш жүйесінің сипаттамасы белгілі:  $P_1$  мен  $P_2$  жиынтық тарту және  $u_1$  және  $u_2$  жану өнімдерінің кету жылдамдығы.

Бір уақытта жұмыс істейтін әртүрлі типтегі қозғағыш жүйелер үшін біз ағынның эквиваленттік жылдамдығын (эквиваленттік импульс) енгіземіз.

$$u_e = \frac{P_1 + P_2}{\dot{m}_1 + \dot{m}_2} = \frac{u_1 u_2 (1 + \gamma)}{u_2 + \gamma u_1} \quad (3.20)$$

$$\text{мұндағы } \gamma = \frac{P_2}{P_1}, \quad (3.21)$$

$$u_i = \frac{P_i}{\dot{m}_i}, \quad i = 1, 2, \quad (3.22)$$

$\dot{m}_i$  - I сатылы қозғалыс жүйесінің екінші отын шығыны.

Қосымша сатылардың жұмыс блогы үшін біз балама дизайн сипаттамаларын анықтаймыз

$$s_1^* = \frac{m_{K1} + m_{T1} + \Delta m_{T2}}{m_{K1}}, \quad (3.23)$$

$$s_2^* = \frac{m_{K2} + m_{T2} - \Delta m_{T2}}{2}. \quad (3.24)$$

$S_1$  және  $s_2$  қадамдарының берілген (бастапқы) конструктивті сипаттамалары тұрғысынан (3.23) және (3.24) өрнектерін айтамыз.

(3.22) ескере отырып, бірінші сатыдағы қоздыру жүйесінің  $t_1$  жұмысының бүкіл кезеңінде отынның келесі массасы шығарылады:

$$m_{T1} = \dot{m}_1 t_1 = \frac{P_1}{u_1} t_1, \quad (3.25)$$

$$\Delta m_{T2} = \dot{m}_2 t_1 = \frac{P_2}{u_2} t_1. \quad (3.26)$$

(3.26) -ды (3.25) бөлеміз, аламыз

$$\Delta m_{T2} = \frac{P_2 u_1}{u_2 P_1} m_{T1} = \gamma \frac{u_1}{u_2} m_{T1}. \quad (3.27)$$

(3.27) -ді (3.23) орнына ауыстырамыз, аламыз

$$s_1^* = \frac{m_{K1} + m_{T1} + \gamma \frac{u_1}{u_2} m_{T1}}{m_{K1}} = 1 + (s_1 - 1) \left( 1 + \gamma \frac{u_1}{u_2} \right), \quad (3.28)$$

мұндағы  $(s_1 - 1) = \frac{m_{T1}}{m_{K1}}$  ((3.17) бастап).

Келесі есептеулерді жеңілдету үшін біз қосымша айнымалы мәнді енгіземіз

$$\beta = \frac{\Delta m_{T2}}{m_{T2}}, \quad (3.29)$$

$T_1$  бірінші сатыдағы қоздыру жүйесінің жұмыс істеуінің бүкіл кезеңі үшін екінші сатының таусылған қозғалтқыш жүйесінің  $\Delta m_{T2}$  жанармайының массасының екінші кезеңнің барлық отындарының массасына қатынасын сипаттайтын.

(3.27) және (3.29) ескеріп, біз форманы (3.24) жазамыз

$$s_2^* = \frac{m_{K2} + m_{T2} - \beta m_{T2}}{m_{K2}} = 1 + (s_1 - 1)(1 - \beta), \quad (3.30)$$

мұндағы  $(s_1 - 1) = \frac{m_{T2}}{m_{K2}}$  ((3.17) бастап).

(3.7) -ге ұқсас, сатыларды қосудың дәйекті схемасы бар екі сатылы ұшыру машинасы үшін Циолковский сандарының таралуының оңтайлы шарты болады:

$$P_{\text{пн}} = f(z_1^*, z_2^*) = \prod_{i=1}^2 z_i^* \frac{s_i^* - 1}{s_i^* - z_i^*} \rightarrow \min \quad (3.31)$$

Қажетті сипаттамалық жылдамдықтың  $V_x^{\text{потр}}$  пен  $V_x^{\text{расп}}$  теңдігін қамтамасыз ету кезінде:

$$V_x^{\text{потр}} = V_x^{\text{расп}},$$

$$\text{мұндағы } V_x^{\text{расп}} = u_e \ln z_1^* + u_2 \ln z_2^*. \quad (3.32)$$

(3.28) және (3.30) ескеріп, объективті функция (3.31) келесі түрде жазылады:

$$P_{\text{пн}} = f(z_1^*, z_2^*) = z_1^* \frac{(s_1 - 1)(1 + \gamma \frac{u_1}{u_2})}{1 + (s_1 - 1)(1 + \gamma \frac{u_1}{u_2}) - z_1^*} z_2^* \frac{(s_1 - 1)(1 - \beta)}{1 + (s_1 - 1)(1 - \beta) - z_2^*}, \quad (3.33)$$

формадағы проблеманың негізгі шектелуі:

$$h = V_x^{\text{потр}} - u_e \ln z_1^* + u_2 \ln z_2^* = 0.$$

Зымыран тасығыштың орналасу ерекшелігін ескере отырып, бірінші және екінші сатыдағы зымыран қондырғыларының салмақ-салмақ қатынасына қосымша шектеуді ескеру қажет ( $\tau_1$ ,  $\tau_2$ ) [58]:

$$\tau_1 > \tau_2, \quad (3.34)$$



$$\text{мұндағы } \tau_1 = \frac{P_1}{m_{PB1}g_0}, \tau_2 = \frac{P_2}{M_2g_0}.$$

Бірінші сатыдағы шығарылатын зымыран блоктарының берілген полигондарға түсуін қамтамасыз ету үшін оларды екінші сатыдан бөлу кезінде шектеу енгізу қажет. Шығару аппараттарын эталондық орбитаға шығарған кезде жобалық тәжірибе мен жылдамдықты өзгерту үшін қолданылатын бағдарламаларды ескере отырып, бірінші жақындағанда қол жеткізілген сипат жылдамдығын ескеруге болады:

$$V_x^1 = u_e \ln z_1^* \geq V_x^{1*} \quad (3.35)$$

мұндағы  $V_x^1$  - бірінші сатыдағы зымыран блоктарын бөлу сәтіне жеткен сипаттамалық жылдамдық;  
 $V_x^{1*}$  - кезеңді бөлуге рұқсат етілетін сипаттамалық жылдамдықтың минималды мәні.

Осылайша, оңтайландырудың келесі мәселесін тұжырымдауға болады: объективті функцияның минимумына (3.33) қол жеткізуге болатын оңтайлы жобалық айнымалы жиынтығын (ішкі сатылардың Циолковский саны) табу:

$$\{z_1^*, z_2^*\} = \operatorname{argmin} \left( z_1^* \frac{(s_1-1)(1+\gamma \frac{u_1}{u_2})}{1+(s_1-1)(1+\gamma \frac{u_1}{u_2})-z_1^*} z_2^* \frac{(s_1-1)(1-\beta)}{1+(s_1-1)(1-\beta)-z_2^*} \right) \quad (3.36)$$

шектеулер орындалған кезде:

$$\begin{aligned} h &= V_x^{\text{потр}} - u_e \ln z_1^* + u_2 \ln z_2^* = 0, \\ g_1 &= u_e \ln z_1^* - V_x^{1*} \geq 0, \\ g_2 &= \tau_1 - \tau_2 \geq 0. \end{aligned}$$

Осы оңтайландыру мәселесін шешкеннен кейін ұшырылатын көлік құралдарының массалық сипаттамасы келесідей анықталады:

$$\begin{aligned} M_1 &= P_{\text{пн}} m_{\text{пн}}, \\ (m_{T1} + \Delta m_2) &= \frac{z_1^*-1}{z_1^*} M_1, \\ m_{K1} &= \frac{1}{s_1^*-1} (m_{T1} + \Delta m_2), \\ M_2^* &= M_1 - (m_{T1} + \Delta m_2) - m_{K1}, \\ (m_{T1} + \Delta m_2) &= \frac{z_2^*-1}{z_2^*} M_2^*, \\ m_{K2} &= \frac{1}{s_2^*-1} (m_{T2} + \Delta m_2), \\ m_{T2} &= \frac{(m_{T2} + \Delta m_2)}{1-\beta} \quad ((3.29) \text{ бастап}), \\ \Delta m_2 &= \beta m_{T2}, \end{aligned} \quad (3.37)$$

$$m_{T1} = (m_{T1} + \Delta m_2) - \Delta m_2,$$

$$M_2 = M_1 - m_{T1} - m_{K1}.$$

Осылайша, барлық қажетті мәндер анықталады.

### 3.3 Зымырантасығыштардың модификациясының параметрлік серияларының оңтайлы көрінісі моделі

(3.17) бастап бірінші сатыдағы зымыран блогы үшін отын массасының мәнін айтамыз:

$$m_{T1} = \frac{z_1 - 1}{z_1} M_1 = \frac{z_1 - 1}{z_1} P_{\text{пн}} m_{\text{пн}} = \nu m_{\text{пн}}, \quad (3.38)$$

$$\text{мұндағы } \nu = \frac{z_1 - 1}{z_1} P_{\text{пн}},$$

$z_1, z_2, P_{\text{пн}}$  мәндері Циолковский сандарының ұшыру сатысы бойынша берілген бастапқы деректер үшін оңтайлы таралуына сәйкес келеді ( $u_1, u_2, s_1, s_2, V_{\text{потр}}$ ).

$N$  модификацияларынан тұратын ұшыру аппараттарының параметрлік сериясы үшін (бірінші сатыдағы зымыран блогы қатаң байламнан, әмбебап зымыран блогынан тұратындығын ескере отырып), (3.38) былай жазылуы мүмкін:

$$m_{T1i} = k_i m_{\text{ТУРБ}} = \nu_i m_{\text{пни}}, \quad (3.39)$$

мұндағы  $i = l, \dots, n$ .

(3.39) бастап білдіреміз

$$m_{\text{ТУРБ}} = \frac{\nu_i}{k_i} m_{\text{пни}}, i = l, \dots, n. \quad (3.40)$$

Бұл жерде

$$\nu_i = \frac{z_{1i} - 1}{z_{1i}} P_{\text{пни}}, i = l, \dots, n, \quad (3.41)$$

$z_{1i}, P_{\text{пни}}$  Циолковский сандарының ұшыру сатысы бойынша берілген бастапқы деректер үшін оңтайлы таралуына сәйкес келеді ( $u_{1i}, u_{2i}, s_{1i}, s_{2i}, V^{\text{номр}}$ ).

Өрнек (3.40) мыналарды ескере отырып жазылады:

(3.16) сәйкес, екі сатыдан тұратын сериялық қосылудан тұратын, ұшыру аппараттарына арналған  $z_1$  және  $z_2$  Циолковский сандарының оңтайлы мәні тұтынылатын  $V_{\text{х}}^{\text{потр}}$  жылдамдық сипаттамасына,  $s_1, s_2$  конструктивтік сипаттамаларына және  $u_1, u_2$  жану өнімдерінің шығу жылдамдығына және  $u_1, u_2$  мөлшеріне және массасына тәуелді емес;

зымыран тасығыштың барлық модификациясының бірінші сатысының әмбебап зымыран блогына арналған отынның массасы тең болады [58].

Сондықтан  $\nu_i$  есептеу үшін (сәйкесінше, Циолковскийдің  $z_{1i}$  және  $z_{2i}$  сандарының оңтайлы таралуын есептеу үшін) бастапқы мәліметтер ( $u_{1i}, u_{2i}, s_{1i}, s_{2i}, V^{\text{номр}}$ ) ұшыру аппараттарының параметрлік сериясының әр өзгерісі үшін

қолданылады және мәні өздігінен орнатылады, мысалы,  $m^* = 1000$  кг.

(3.40) бастап қатынасты жазамыз:

$$\frac{v_1}{k_1} m_{\text{пн}1} = \frac{v_2}{k_2} m_{\text{пн}2} = \dots = \frac{v_N}{k_N} m_{\text{пн}n}. \quad (3.42)$$

Нақты жағдайда, барлық  $n$  модификациялары үшін бастапқы деректер ( $u_{1i}, u_{2i}, s_{1i}, s_{2i}, V^{\text{ном}p}$ ) бірдей болған кезде және сәйкесінше  $v_1 = v_2 = \dots = v_n$ , (3.42) ретінде жазылуы мүмкін

$$\frac{m_{\text{пн}1}}{k_1} = \frac{m_{\text{пн}2}}{k_2} = \dots = \frac{m_{\text{пн}n}}{k_N}. \quad (3.43)$$

(3.43) -дан, ұшырылатын көлік құралының модификациясының оңтайлы параметрлік сериясы үшін жүктеме массасының қатынасы ( $m_{\text{пн}1}:m_{\text{пн}2}:\dots:m_{\text{пн}n}$ ) байламдардағы әмбебап зымыран қондырғыларының санына қатынасына сәйкес келуі керек ( $k_1:k_2:\dots:k_n$ ).

Кесте 3.1 - Бастапқы мәліметтер

Модификация	B <sub>1</sub>	B <sub>2</sub>	B <sub>3</sub>
Жүктеме массасы, т	50.0	100.0	150.0
Зымыран қондырғысының әмбебап сипаттамасы	10,560	10,560	10,560
2 зымыран блогының конструкторлық сипаттамасы	100	10.0	10.0
Бірінші сатыдағы әмбебап зымыран блогының жалпы қозғағыш жүйесі, тс	1500.0	3000.0	4500.0
Ракета қозғалтқышының 2-блок жалпы жүйесі, тс	600.0	600.0	600.0
Жану өнімдерінің шығу жылдамдығы 1-зымыран қондырғысы, м/с	3100	3100.0	3100.0
Жану өнімдерінің шығу жылдамдығы 2-зымыран қондырғысы, м/с	4540.0	4540.0	4540.0
Қажетті сипаттамалық жылдамдық, м/с	8030.0	8030.0	8030.0
2-зымыран блогындағы әмбебап блоктардың саны	2.0	4.0	6.0
1 зымыран қондырғысының салыстырмалы сипаттамасының мәнінің төмендеуін ескеретін коэффициент әмбебап зымыран блогының конструкторлық сипаттамасының мәндері	0.960	0.960	0.960
Сипаттамалық жылдамдықтың жоғалуын ескеретін коэффициент	0.10	0.10	0.10

Қадамдарды параллельді-қатарлы қосу үшін (3.43) форманың қатынасы қанағаттандырылмайды. Мұны Циолковский сандарын белгілі бір бастапқы мәліметтер жиынтығы үшін оңтайлы бөлу мәселесін шешу арқылы тексеруге болады.

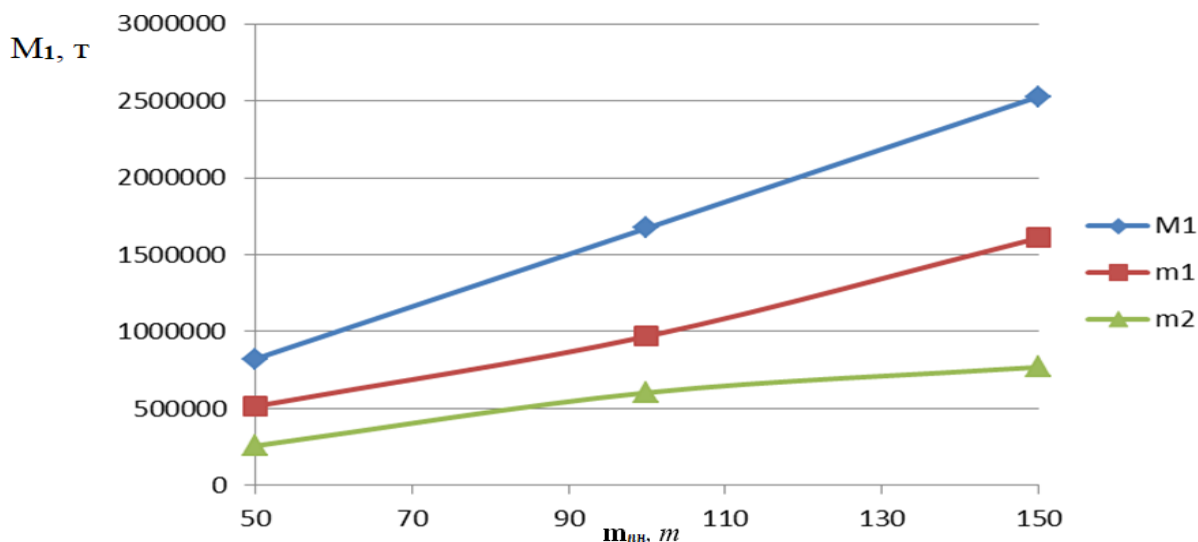
Біз үш модификацияның біреуін таңдаймыз, ол жүктеме жүктемесін сәйкесінше орбитаға шығарады, сәйкесінше 50, 100, 150 тонна. Осы жүктемелер үшін ұшырудың бірінші сатысы сәйкесінше 2, 4 және 6 әмбебап зымыран қондырғысынан құрылады.

Қалған бастапқы деректер 3.1-кестеге сәйкес алынады.

3.2.2 тармақта сипатталған модельге сәйкес берілген бастапқы деректер үшін 3.2-кестеде және 3.4-суретте көрсетілген нәтижелерді аламыз.

Кесте 3.1 – Бастапқы деректер

Нұсқа	$m_{пн}, т$	$M_1, т$	$m_1, т$
$B_1$	50,0	822234,950	514892,0
$B_2$	100,0	1 672 537,670	969 507,720
$B_3$	150,0	2 528 068,110	1 609 044,240



Сурет 3.4 - Зымырантасығыштың массалық сипаттамаларының сатылардың параллельді-қатарлы қосылуы үшін жүктеме массасына тәуелділігі:

$M_1$  - ұшыру құралының массасы,  $m_1$  - бірінші сатыдағы әмбебап зымыран қондырғысының жалпы массасы,  $m_2$  - екінші сатыдағы зымыран қондырғысының массасы [58]

3.4-суретте көрсетілгендей, бірінші сатыдағы әмбебап зымыран қондырғысының жалпы массасының тәуелділігі сызықтыққа жақын (сатылардың қатарын қосу жағдайындағыдай), бірақ одан ерекшеленеді. Сызықтық тәуелділік тек ұшырылатын көлік құралының массасы мен оны өткізетін жүктеме массасының қатынасы үшін сақталады.

### 3.4 Зымырантасығыштар үшін жаппай энергия шығарындыларын анықтау әдісі

3.2 бөлімдерінің нәтижелері қолданыстағы әмбебап зымыран қондырғысын ұшыру аппараттарының жаңа модификациясының алғашқы кезеңі ретінде пайдалану жағдайында қолданылады. Мысал ретінде «Зенит» зымыран тасығыштарын пайдалануға болады, олар үшін «Энергия» әмбебап зымыран қондырғысы бірінші кезең ретінде қызмет етеді.

Бұл жағдайда тапсырмада анықтамалық орбитаға шығаруға болатын максималды жүктеме массасын және ұшыру аппараттарының екінші сатысы үшін масса-энергия қатынасын анықтау қажет.

Бастапқы деректер:

$V_x^{\text{потр}}$  - ұшыру аппаратын эталондық орбитаға шығару үшін қажетті сипаттамалық жылдамдық;

$\alpha$  - сипаттамалық жылдамдықтың жоғалуын ескеретін коэффициент;

$s_2$  - екінші кезеңнің жоғарғы сатысының сындарлы сипаттамасы;

$M_{T1}, m_{K1}$  - сәйкесінше, отынның массасы және бірінші кезеңнің жоғарғы сатысының дизайны;

$u_1, u_2$  - сәйкесінше, жану өнімдерінің шығу жылдамдығы, зымыран блогының 1 қозғағыш жүйесі және зымыран блогының 2 қозғағыш жүйесі.

Екі сатылы ұшыру машинасының нұсқасын қарастырыңыз. Берілген бастапқы деректер үшін (3.16) теңдеудің шешімі ұшыру машинасы үшін Циолковский сандарының оңтайлы таралуын береді:  $z_1$  мен  $z_2$ .

Бастапқы мәліметтер негізінде әмбебап зымыран қондырғысының конструкторлық сипаттамасын анықтаймыз [58]:

$$s_1 = \frac{m_{K1} + m_{T1}}{m_{K1}}.$$

(3.17) бастап біз ұшыру аппараттарының бірінші сатысының массасын білдіреміз:

$$M_1 = \frac{z_1}{z_1 - 1} m_{T1}.$$

$P_{\text{пн}} = \frac{M_1}{m_{\text{пн}}}$  (3.3) болғандықтан (3.5) ескере отырып, қолданыстағы әмбебап зымыран қондырғысын қолдана отырып, тірек орбитасына енгізуге болатын максималды жүктеме массасы келесідей анықталады:

$$m_{\text{пн}} = \frac{M_1}{P_{\text{пн}}} = \frac{M_1}{z_1 \frac{s_1-1}{s_1-z_1} z_2 \frac{s_2-1}{s_2-z_2}}. \quad (3.44)$$

Кесте 3.2 - Бастапқы мәліметтер

Атауы	Мағынасы
2-зымыран блогының конструкторлық сипаттамасы	9
<i>СУРБ</i> Әмбебап зымыран қондырғысының конструкторлық сипаттамалары	5.730
Жану өнімдерінің шығу жылдамдығы зымыран қондырғысы 1 қозғағыш жүйесі, м/с	3100,0
Жану өнімдерінің шығу жылдамдығы зымыран қондырғысы 2 қозғағыш жүйесі, м/с	3520,0
Қажетті сипаттамалық жылдамдық, м/с	8030,0
Сипаттамалық жылдамдықтың жоғалуын ескеретін фактор	0.10
Зымыранның әмбебап блогының құрылымдық массасы, т	260,0
Отынның жаппай әмбебап зымыран қондырғысы, т	1230,0

(3.17) қолдана отырып, одан әрі есептейміз

$$\begin{aligned}
 M_2 &= M_1 - m_{T1} - m_{K1}, \\
 m_{T2} &= \frac{z_2 - 1}{z_2} M_2, \\
 m_{K2} &= \frac{1}{s_2 - 1} m_{T2}.
 \end{aligned}
 \tag{3.45}$$

Осылайша, ұшырылатын машинаның барлық масса-энергетикалық сипаттамалары алынды, олар әмбебап зымыран қондырғысының нұсқасына негізделген.

Ұсынылған әдістің тиімділігін көрсету үшін біз келесі модельдік есепті шешеміз, олар үшін бастапқы мәліметтер 3.3-кестеде келтірілген.

Бастапқы мәліметтерді ескере отырып, ұшыру машинасы үшін Циолковский сандарының оңтайлы мәндері келесі мәндерге ие болады:

$$z_1=2,86; z_2=5,01.$$

Келесі есептеулер келесі нәтижелерді береді:

бірінші сатыдағы ұшыру аппараттарының массасы:  $M_1=472,8$  т;

бар әмбебап зымыран қондырғысын қолдана отырып, тірек орбитаға шығаруға болатын максималды жүктеме массасы:  $m_{mn}=9,9$  т;

екінші кезең салмағы:  $M_2=100,3$  т;

екінші саты құрылымының массасы:  $m_{K2}=10,1$  т;

екінші сатыдағы отын массасы:  $m_{T2}=80,3$  т.

Бұл модель ұшырылатын көлік құралының параметрлік модульдік сериясының пайда болуын қолданыстағы әмбебап зымыран қондырғысының көмегімен (3.42), (3.43) қолдана алады [58].

Зымыранның бастапқы массасын есептеуге мысал:

Массасы  $m_{ПН} = 2000$  кг салмақты  $V_K = 5000$  м/с жылдамдыққа дейін арттыру қажет. Зымыран қондырғысының конструкциялық сипаттамасы  $s = 10$ , ал реактивті қозғалтқыштың саптамасынан газдың шығу жылдамдығы  $w = 3000$  м/с екендігі белгілі. Зымыран Жер бетінен тыныштық күйінен басталады ( $V_0=0$  м/с), жылдамдықтың жоғалуы  $\Delta V = 200$  м/с-қа тең. Қозғалтқыштың ұшыру массасын анықтаңыз.

1) Зымыранның сипаттамалық жылдамдығын есептейік:

$$V_X = V_K + \Delta V = 5200 \text{ м/с.}$$

2) Зымыран отынының қажетті массасын есептеңіз:

$$m_T = \frac{\left( e^{\frac{V_X}{w}} - 1 \right) \cdot (s - 1)}{s - e^{\frac{V_X}{w}}} \cdot m_{ПН} \approx 19241 \text{ кг.}$$

3) Зымыран блогы құрылымының массасын есептейік:

$$m_K = \frac{1}{s - 1} \cdot m_T \approx 2138 \text{ кг.}$$

4) Зымыран блогының массасын есептейік:

$$m_{PB} = m_K + m_T = 21379 \text{ кг.}$$

5) Зымыранның старттық массасын есептейік:

$$m_0 = m_{ПН} + m_{PB} = 23379 \text{ кг.}$$

### 3.5 Зымырантасығыштардың масса-энергия коэффициенттерін анықтау әдісі

Жалпы жағдайда, ұшыру аппараттарының барлық параметрлік сериялары үшін Циолковский сандары оңтайлы болмайтыны анық. Сондықтан неғұрлым тиімді шешімді таңдаған кезде Циолковскийдің «ұтымды» сандарын қолданамыз.

Егер бірінші сатыдағы зымыран қондырғысы бірнеше әмбебап зымыран қондырғысының «қатаң» жиынтығы болса, оның массасы оның құрама әмбебап зымыран қондырғысының массаларының қосылу нүктелерінің, қосымша басқару жүйесінің және т.б. сипаттайтын шамаға қарағанда көп болады. Бұл бірінші сатыдағы зымыран блогының конструкторлық сипаттамасының әмбебап зымыран қондырғысының конструкторлық сипаттамасының мәніне қатысты төмендеуіне әкеледі [58]:

$$s_{li}^* = \gamma_i S_{yB},$$

мұндағы  $\gamma_i < 1$  - әмбебап блоктардың қосымша массаларын ескеретін коэффициент.

Әрбір модификация үшін (3.8) есепті шығарып тастайық, циолковский сандары мен жүктеме массасының салыстырмалы оңтайлы мәндерін анықтайық:

$$\begin{aligned} \{z_{11}^{opt}, z_{21}^{opt}, \lambda_1\} &= \operatorname{argmin} F(z_{11}, z_{21}, \lambda_1), p_{пн1}^{opt}; \\ \{z_{12}^{opt}, z_{22}^{opt}, \lambda_2\} &= \operatorname{argmin} F(z_{12}, z_{22}, \lambda_2), p_{пн2}^{opt}; \\ &\dots \\ \{z_{1n}^{opt}, z_{2n}^{opt}, \lambda_n\} &= \operatorname{argmin} F(z_{1n}, z_{2n}, \lambda_n), p_{пнn}^{opt}; \end{aligned} \quad (3.46)$$

мұндағы  $n$  - ұшыру аппараттарының параметрлік сериясы модификациясының саны.

$\{p_{пн1}^{opt}, p_{пн2}^{opt}, \dots, p_{пнn}^{opt}\}$  мәндерінің жиынтығы ұмтылуға тиісті, бірақ әрдайым әмбебап зымыран блогын қолданудың арқасында сатылардың зымырандық блогын құратын және шарттарды бұзатын (3.42) және (3.43).

Циолковскийдің  $\{z_{11}^{opt}, z_{21}^{opt}\}, \{z_{12}^{opt}, z_{22}^{opt}\}, \dots, \{z_{1n}^{opt}, z_{2n}^{opt}\}$  кейбір берілген шамалары сәйкесінше  $p_{пн1}^{opt}, p_{пн2}^{opt}, \dots, p_{пнn}^{opt}$  мәндерін анықтайды.

Функцияны жазамыз

$$\Phi(z_{11}, z_{21}, z_{12}, z_{22}, \dots, z_{1n}, z_{2n}) = \sqrt{\sum_i^n (p_{пни}^{opt} - p_{пни})^2}, \quad (3.47)$$

мәні тек идеалды нұсқа үшін нөлге тең болады. Нақты проблема үшін (3.47) функцияның мәні проблеманы қосымша шектеулерді пайдаланып азайтылуы керек.

Жалпы алғанда, проблеманың мұндай шектеулері шектеулі болады (3.9); бірінші сатыдағы зымыран блогы мен оны құратын әмбебап қондырғылардың, сондай-ақ екінші сатылы зымыран блогының бірдей түрінің массалық сипаттамаларын байланыстыратын шектеулер. Зымыран тасығыштың барлық модификациялары жүктеме көлемін бір эталондық орбитаға орналастыру мүмкіндігі үшін есептелген деп есептегенде, проблемалық шектеулерге кіретін массалық сипаттама ретінде зымыран отынының массасын таңдаған дұрыс:

$$m_{T1} = k_i * m_{TUB}, \quad (3.48)$$

мұндағы  $m_{T1}$  - бірінші сатыдағы зымыран қондырғысының отынының массасы;

$m_{TUB}$  - отынның массасы - бірінші сатыдағы әмбебап зымыран



қондырғысы;

$k_1$  - зымыран құрамына кіретін әмбебап зымыран қондырғысының саны.

(3.48) бастап анықтаймыз

$$m_{\text{ТУБ}} = \frac{m_{T1}}{k_1}.$$

Әлбетте, зымыранның әмбебап қондырғысының жанармай массалары барлық модификациялар үшін бірдей болуы керек:

$$m_{\text{ТУБ}}^1 = m_{\text{ТУБ}}^2 = \dots = m_{\text{ТУБ}}^n. \quad (3.49)$$

Екінші сатыдағы әмбебап зымыран қондырғысы қолданылатын ұшыру аппараттарының параметрлік сериясы үшін (мысалы,  $i$  және  $j$  сандары бар), сонымен қатар форманың шектеулерін ескеру қажет:

$$m_{T2}^i = m_{T2}^j,$$

мұндағы  $m_{T2}^i$  мен  $m_{T2}^j$  сәйкесінше,  $i$ -ші және  $j$ -ші ракета қондырғысының жанармай массасы.

Осындай сериялы зымыран тасығыштардың мысалы ретінде Energia тасымалдаушы зымыран бола алады, оның модификациясында екінші сатылы зымыран блогы қолданылған.

Іске қосу құралының параметрлік қатарларын қолданудың экономикалық тиімділігін ескеру үшін (3.47) сәйкес  $C_i$  коэффициентін енгіземіз. Қарастырылатын әдісті жалпы сызықтық емес бағдарламалау есебіне шығаруға болады, ол келесідей тұжырымдалады: объективті функцияның минимумын қамтамасыз ететін  $X = \{z_{11}, z_{21}, z_{12}, z_{22}, \dots, z_{1n}, z_{2n}\}$  дизайн айнымалыларының оңтайлы жиынтығын табыңыз.

$$\Phi(z_{11}, z_{21}, z_{12}, z_{22}, \dots, z_{1n}, z_{2n}) = \sqrt{\sum_i^n (p_{\text{пни}}^{\text{opt}} - p_{\text{пни}})^2} \rightarrow \min \quad (3.50)$$

немесе

$$X = \{z_{11}, z_{21}, z_{12}, z_{22}, \dots, z_{1n}, z_{2n}\} = \operatorname{argmin} \Phi(z_{11}, z_{21}, z_{12}, z_{22}, \dots, z_{1n}, z_{2n})$$

шектеулермен:

$$\begin{aligned} \varphi(z_{11}, z_{21}, z_{12}, z_{22}, \dots, z_{1n}, z_{2n}) &= (1 + \alpha)V_x^{\text{пoтp}} - \sum_{i=1}^2 \ln z_{ij} = 0, j = 1, \dots, n, \\ \varphi_{n+j}(z_{11}, z_{21}, z_{12}, z_{22}, \dots, z_{1n}, z_{2n}) &= m_{\text{тyб}}^j - m_{\text{тyб}}^{j-1} = 0, j = 2, \dots, n, \quad (3.51) \\ \varphi_{2n-1+r}(z_{11}, z_{21}, z_{12}, z_{22}, \dots, z_{1n}, z_{2n}) &= m_{\text{T2}}^{l_r} - m_{\text{T2}}^{l_r-1} = 0, r = 2, \dots, p, \\ \varphi_{2n+p-2+r}(z_{11}, z_{21}, z_{12}, z_{22}, \dots, z_{1n}, z_{2n}) &= m_{\text{T2}}^{l_r} - m_{\text{T2}}^{l_r-1} = 0, r = p + 1, \dots, n, \end{aligned}$$

мұндағы  $\{l_1, \dots, l_p\}, \{l_{p+1}, \dots, l_n\}$  - сәйкесінше бірінші және екінші типтегі зымыран тетіктерінің жиынтығы,  $p$  - бірінші типтегі зымыран қондырғысының бірдей саны.

Бірінші сатыдағы әмбебап зымыран блогы зымыран қондырғысы ретінде қолданылған жағдайда, шектеулерді қосу керек:

$$\varphi_{3n-2+r}(z_{11}, z_{21}, z_{12}, z_{22}, \dots, z_{1n}, z_{2n}) = m_{\text{T2}}^{l_r} - m_{\text{тyб}}^1 = 0, r = p + 1, \dots, n. \quad (3.52)$$

Алдын-ала зерттеулер көрсеткендей, мәселені шешкен кезде (3.51) және (3.52) шектеулерден туындаған жобалау параметрлерінің рұқсат етілген мәндерінің диапазоны бос жиын болған. Бұл опцияны алып тастау үшін (3.51) бірінші шектеуді формада жазған дұрыс

$$\varphi_j(z_{11}, z_{21}, z_{12}, z_{22}, \dots, z_{1n}, z_{2n}) = (1 + \alpha)V_x^{\text{пoтp}} - \sum_{i=1}^2 \ln z_{ij} = 0, j = 1, \dots, n. \quad (3.53)$$

Шектеу (3.53) қол жетімді сипаттамалық жылдамдықтың белгілі бір шегін қамтамасыз етеді.

Әдетте, жаңа ұшыру аппаратын жобалағанда, қолданыстағы қоздыру жүйесінің сипаттамасы немесе жаңадан құрылған қозғалтқыш жүйесінің сипаттамасы белгілі болады. Сондықтан жобаның орындылығын ескере отырып орнатылған қоздыру жүйесін бағалау қажет. Мұны қолжетімді  $\tau_i$  мен рұқсат етілген минималды рұқсат етілген  $\tau^*$  зымыран тарту салмағының қатынасын салыстыру арқылы жасауға болады:

$$\tau_i = \frac{T_{\Sigma i}}{M_{1i} g_0} \geq \tau_i^*,$$

мұндағы  $T_{\Sigma i}$  - жер деңгейіндегі қозғаушы жүйенің жалпы тартылуы.

### 3.6 Ұшатын қондырғылардың экономикалық тиімділігін бағалау моделі

Жалпы жағдайда, ұшырылатын көлік құралының параметрлік сериялық модификациялық сериясының массалық-энергетикалық коэффициенттері оңтайлы емес болғандықтан, ұшыру аппараттарының жалпы массасы тұрғысынан индикаторды (3,5) білдірген орынды [58].

Экспонентті (3.5) ұшырылатын көліктің массасы бойынша айтамыз:

$$M_{PH} = M_1 - m_{пн}. \quad (3.54)$$

Жоғарыда айтылғандай, ұшырылатын көлік құралының оңтайлы массасы жүктеме массасына сызықтық тәуелді болады:

$$M_1(m_{пн}) = m_{пн}P_{пн}. \quad (3.55)$$

Содан кейін (3.54) келесі түрде жазылуы мүмкін:

$$M_{PH} = m_{пн}(P_{пн} - 1). \quad (3.56)$$

Көрсеткішті (3.5) келесі түрде жазамыз:

$$Z_{sp} = (1 + K_{stk}q_{stk}) \left( \sum_{j=1}^m \frac{A_j}{m_{пн}^{-\alpha_j}} Q_j q_j + n \sum_{j=1}^m \frac{B_j b_j}{m_{пн}^{-\beta_j}} C(n, r) \right),$$

және (3.56) ескере отырып:

$$Z_{sp} = (1 + K_{stk}q_{stk}) \left( \sum_{j=1}^m \frac{A_j}{(P_{пн} - 1)^{-\alpha_j} M_{PH}^{-\alpha_j}} Q_j q_j + n \sum_{j=1}^m \frac{B_j b_j}{(P_{пн} - 1)^{-\beta_j} M_{PH}^{-\beta_j}} C(n, r) \right)$$

немесе

$$Z_{sp} = (1 + K_{stk}q_{stk}) (\sum_{j=1}^m A_j^* M_{PH}^{-\alpha_j} Q_j q_j + n \sum_{j=1}^m B_j^* M_{PH}^{-\beta_j} C(n, r)), \quad (3.57)$$

мұндағы  $A_j^* = A_j (P_{пн} - 1)^{-\alpha_j}$ ,  $B_j^* = B_j (P_{пн} - 1)^{-\beta_j}$ .

Ұшыру аппараттарының параметрлік модулдік сериясы үшін (ұшыру аппараттарының параметрлік сериясының әр түрлендіруінің ғылыми-зерттеу және тәжірибелік-конструкторлық жұмыстарының құны ғылыми-зерттеу және тәжірибелік-конструкторлық жұмыстардың жалпы құнының 1/2 бөлігі), мұндағы  $r$  - ұшыру аппараттарының модификацияларының саны) (3.57) келесі

түрде жазылады:

$$Z_{Sp}^v = (1 + K_{stk}q_{stk}) \left( \frac{1}{r} \sum_{j=1}^m A_j^* (M_{PH}^v)^{\alpha_j} Q_j q_j + n^v \sum_{j=1}^m B_j^* (M_{PH}^v)^{\beta_j} b_j C(n^v, r) \right), \quad (3.58)$$

мұндағы  $v = 1, 2, \dots, r$  - параметрлік жолдағы модификация нөмірі,  
 $M_{PH}^v$  -  $v$ -модификациядағы ұшыру аппараттарының массасы,  
 $n^v$  -  $v$ -модификациясының жоспарланған ұшырылымдарының саны.

### 3.7 Қадамдардың қатар қосылуы жағдайында масса-энергия коэффициенттерін анықтаудағы модельдік есепті шешу

Алдымен, әдісті тексереміз, бастапқы мәліметтерді қанағаттандыру жағдайын (3.42) көрсетіп, ұшырылатын машинаның параметрлік сериясы үш модификациядан тұрады (кесте 3.3).

Кесте 3.3 - Зымырантасығыштың параметрлік диапазоны

Модификация	B <sub>1</sub>	B <sub>2</sub>	B <sub>3</sub>
Жүктеме массасы, т	7.00	21.00	35.00
Зымыран қондырғысының әмбебап сипаттамасы	11,0	11,0	11,0
2 зымыран блогының конструкторлық сипаттамасы	9.50	9.50	9.50
Жану өнімдерінің шығу жылдамдығы 1-зымыран қондырғысы, м/с	3100,0	3100,0	3100,0
Жану өнімдерінің шығу жылдамдығы 2-зымыран қондырғысы, м/с	3520,0	3520,0	3520,0
Қажетті сипаттамалық жылдамдық, м/с	8030,0	8030,0	8030,0
Сипаттамалық жылдамдықтың жоғалуын ескеретін коэффициент	0,10	0,10	0,10
Зымыран блогына арналған әмбебап блоктардың саны	1,0	3,0	5,0
Ұшырудың жоспарланған санын ескеретін коэффициент	100,0	100,0	100,0

Зымыран тасығыштардың зымыран қондырғыларын бірдейлендіруді есепке алмай Циолковский сандарын бөлу мәселесі Ньютон-Рафсон әдісімен шешіледі.

Идеал корпус үшін масса-энергия коэффициенттері  $B_1, B_2, B_3$  барлық үш нұсқасы үшін бірдей:

$$z_{11} = 3.705; z_{21} = 3.952. \quad (3.59)$$

Бұл жағдайда тасымалдаушы зымыран модификациясының салыстырмалы жүктеме массалары бірдей мәнге ие болады:

$$p_{\text{пн1}}^{\text{opt}} = p_{\text{пн2}}^{\text{opt}} = p_{\text{пн3}}^{\text{opt}} = 30,74. \quad (3.60)$$

Идеал корпус үшін ұшырылатын көлік құралының модификациясының массалық сипаттамалары 3.5 кестеде келтірілген.

Кесте 3.4 - Идеал корпус үшін зымырантасығыш модификацияларының сипаттамасы

Модификация	M <sub>1</sub> (кг)	M <sub>2</sub> (кг)
B <sub>1</sub>	215 208,0	42 374,0
B <sub>2</sub>	645 625,0	127 123,0
B <sub>3</sub>	1 076 042,0	211 871,0

Сызықтық емес бағдарламалау есептерін (3.50) шектеулермен (3.51) ескере отырып (3.53) Нельдер мен Мид әдісімен шешеміз. Бұл әдіс оңтайландырудың анықталмаған әдістер тобына жататындықтан, біз айыппұл функциясының әдісін қолдана отырып, проблемалық шектеулерді ескереміз:

$$F(z_{11}, z_{21}, z_{12}, z_{22}, \dots, z_{1n}, z_{2n}) = \sqrt{\sum_i^n (p_{\text{пни}}^{\text{opt}} - p_{\text{пни}})^2 + \sum_{j=1}^3 bh_j g_j^2 + \sum_{j=1}^3 bh_j g_{3+j}^2} \rightarrow \min, \quad (3.61)$$

мұндағы  $b = 400000$  (ұсынымға сәйкес мән таңдалды [26]),

$$d_j = \begin{cases} 1, \text{ егер } g_j > 0, \\ 0, \text{ егер } g_j \leq 0, j = 1, \dots, 3, \end{cases}$$

$$g_j = (1 + \alpha)V_x^{\text{потр}} - \sum_i^2 u_{ij} \ln z_{ij}, j = 1, \dots, 3,$$

$$h_j = \begin{cases} 1, \text{ егер } \text{abs}(g_{3+j}) > 0, \\ 0, \text{ егер } g_{3+j} = 0, j = 1, 3, \end{cases}$$

$$g_{3+j} = m_{\text{ТУБ}}^{j+1} - m_{\text{ТУБ}}^j = 0, j = 1, 2.$$

Әдісті тексеру үшін  $C_i$  коэффициенттерінің мәндерін тең қабылдаймыз:

$$C_1=C_2=C_3=1.$$

Оңтайландыру мәселесінің шешімі (3.61) идеалды жағдайға (3.59), (3.60) арналған есептердің шешімімен толық сәйкес келетін жобалық параметрлердің мәндерін береді:

$$B_1, B_2, B_3,; z_{11} = 3.705; z_{21} = 3.952; p_{пн1}^{opt} = p_{пн2}^{opt} = p_{пн3}^{opt} = 30,74.$$

объективті функцияның  $\Phi(Z)=0$  мәні бойынша.

Шешім нәтижелерінің идеалды жағдаймен сәйкес келуі ұсынылған әдістің тиімділігін растайды.

Шарттың бұзылуы (3.42) ұшыру машинасының параметрлік модификацияларын пайдалану тиімділігінің негізгі көрсеткіштеріне қалай әсер ететінін талдап көрейік.

Варианттың жүктеме массасы  $B_3$  31, 33, 37, 39 тонна қалған бастапқы деректер өзгеріссіз болған жағдайда алдыңғы мәселені шешейік. Бұл жағдайда біз сәйкес коэффициентті енгізу арқылы зымыран блогының бірінші сатысы 1-сатылы зымыран блогының құрылымдық сипаттамаларының өзгеруін ескереміз.

Жоғарыда 3.4 бөлімде келтірілген әдіспен алынған ұшыру аппараттарының параметрлік сериялық модификациялық серияларының негізгі массалық сипаттамалары 3.5-кестеде келтірілген.

Кесте 3.5 - Негізгі массалық сипаттамалары

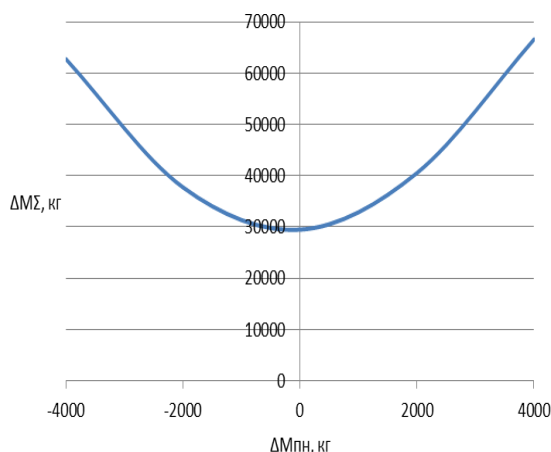
Пайдалы салмақ $m_{nn}$ , кг			Рациональді шешім $M_I$ , кг		
B1	B2	B3	B1	B2	B3
7000,0	21000,0	31000,0	216 161,0	663 524,0	996 961,0
7000,0	21000,0	33000,0	215 382,0	658 847,0	1 038 893,0
7000,0	21000,0	35000,0	215 330,0	656 639,0	1 094 398,0
7000,0	21000,0	37000,0	217 006,0	660 008,0	1 161 889,0
7000,0	21000,0	39000,0	220 669,0	669 943,0	1 235 831,0

3.5-суретте ұшырылатын көлік құралының параметрлік сериясы өзгерісінің жалпы массасының өзгеру графигі көрсетілген, тек бір параметр ауытқып тұрғанда: нұсқадан жүктеме массасы. Бұл график параболаға жақын.

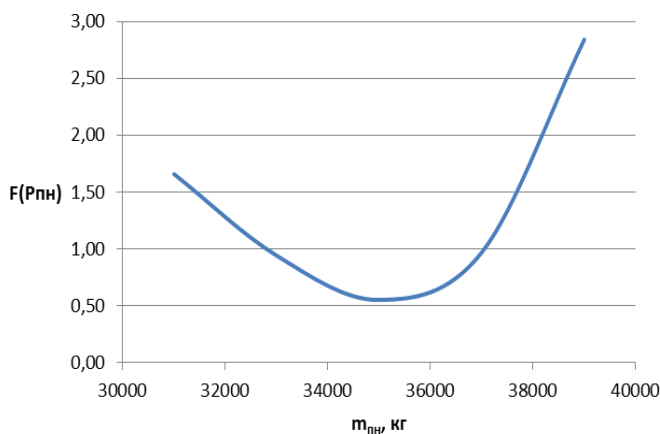
Нұсқа функциясының мәндерінің өзгеру графигі (3.61) варианттың жүктеме массасының шарттардан ауытқуына байланысты (3.42) (3.6-сурет) ұқсас түрге ие. Осы графигтен объективті функцияның минималды мәніне  $M_{пн3} \approx 35000$  кг-ға қол жеткізілгендігін көруге болады (ол (3.42) шартына сәйкес келеді).

Айта кету керек, жүктің массасы мен бірінші сатының жоғарғы

сатысындағы әмбебап зымыран қондырғысының санына қатынасы үшін, қанағаттанарлық жағдай (3.42), бастапқы деректердің нұсқасы үшін  $M_{\text{пн3}} = 7000$  кг,  $M_{\text{пн3}} = 21000$  кг,  $M_{\text{пн3}} = 35\ 000$  кг - бұл ең жақсы жағдай емес.



Сурет 3.5 – В<sub>3</sub> нұсқасының жүктеме салмағының өлшемдерінің біреуі күйден ауытқып кеткен кезде ұшырылатын көлік құралының модификациясының параметрлік қатарларының жалпы массасының өзгеруі



Сурет 3.6 - Объективті функция мәндерінің өзгеру графигі

Бұл әмбебап зымыран қондырғысынан бірінші сатыдағы зымыран блогын құру кезінде оңтайландыру мәселесін шешкен кезде қосымша бекіту элементтерін енгізуге байланысты оның құрылымдық сипаттамалары құнының төмендеуі ескерілетіндігіне байланысты.

Зымыран қондырғысының екінші сатысының жоғарғы сатысында әртүрлі қоздыру жүйелері қолданылған кезде мәселенің шешімі қалай өзгертетінін талдап көрейік: В1 түрлендіруге арналған керосин отынында және В2 және В3 нұсқалары үшін сутегі отынында (мәселенің бастапқы мәліметтері 3.7 кестесінде келтірілген).

Идеал жағдай үшін масса-энергетикалық қатынастар келесідей болады:

$$B_1 : z_{11} = 3,700, z_{21} = 3,950;$$

$$B_2 : z_{12} = 2,000, z_{22} = 4,420;$$

$$B_3 : z_{13} = 2,000, z_{23} = 4,420.$$

Кесте 3.6 - Бастапқы мәліметтер

Модификация	B <sub>1</sub>	B <sub>2</sub>	B <sub>3</sub>
Жүктеме массасы, т	7.00	30,0	50,0
Зымыран қондырғысының әмбебап сипаттамасы	11,0	11,0	11,0
2 зымыран блогының конструкторлық сипаттамасы	9.50	10,0	10,0
2 зымыран блогының нұсқасы	1	2	2
Жану өнімдерінің шығу жылдамдығы 1-зымыран қондырғысы, м/с	3100,0	3100,0	3100,0
Жану өнімдерінің шығу жылдамдығы 2-зымыран қондырғысы 2, м/с	3520,0	4540,0	4540,0
Қажетті сипаттамалық жылдамдық, м/с	8030,0	8030,0	8030,0
1 зымыран блогындағы әмбебап блоктардың саны	1,0	3,0	5,0
1 зымыран қондырғысының салыстырмалы сипаттамасының мәнінің төмендеуін ескеретін коэффициент әмбебап зымыран блогының конструкторлық сипаттамасының мәндері	1,0	0.960	0.960
Сипаттамалық жылдамдықтың жоғалуын ескеретін фактор	0.10	0.10	0.10
Ұшырудың жоспарланған санын ескеретін коэффициент	100,0	50,0	20,0

Бұл жағдайда тасымалдаушы зымыран модификациясының салыстырмалы жүктеме массалары:

$$p_{\text{пн}1}^{\text{opt}} = 30,74, \quad (p_{11} = 5,080, \quad p_{21} = 6,050);$$

$$p_{\text{пн}2}^{\text{opt}} = 15,85, \quad (p_{12} = 2,230, \quad p_{22} = 7,120);$$

$$p_{\text{пн}3}^{\text{opt}} = 15,85, \quad (p_{13} = 2,230, \quad p_{23} = 7,120).$$

Идеал корпус үшін тасымалдаушы зымыран модификациясының массалық сипаттамалары 3.8 кестеде келтірілген.



Кесте 3.7 - Идеал корпус үшін тасымалдаушы зымыран модификациясының сипаттамасы

Модификация	$M_1$ (кг)	$M_2$ (кг)
$B_1$	215 208,0	42 374,0
$B_2$	475 450,0	213 483,0
$B_3$	792 417,0	355 805,0

Жүктің оңтайлы арақатынасын және ұшырылатын көлік құралының тиісті модификацияланған зымыран қондырғыларына арналған әмбебап зымыран блогының санын есептейік.

Таңдалған бастапқы деректер үшін коэффициенттердің мәні (3.41) келесідей болады:

$$\begin{aligned} v_1 &= 22,4460; \\ V_2 &= V_3 = 8,6450. \end{aligned}$$

Егер біз ұшырылатын көлік құралының модификациясының осы параметрлік сериясының жүктемесінің бір мәнін анықтасақ (мысалы,  $m_{nh1} = 7000$  кг), онда (3.42) қолдана отырып, оңтайлы үлестіру үшін қалған шамаларды аламыз:

$$\begin{aligned} m_{nh2} &= 54523,0 \text{ кг}; \\ m_{nh3} &= 90871,0 \text{ кг}. \end{aligned} \quad (3.62)$$

Демек, оңтайлы шешім (3.62) мәселенің бастапқы мәліметтеріне сәйкес келмейді. Мәселені жоғарыда ұсынылған әдіс арқылы шешу мүмкіндігін бағалайық.

$C_i$  ( $i=1, \dots, 3$ ) салмақтық коэффициенттерінің мәндерін (3.61) сәйкес идеалды нұсқалардың экономикалық тиімділік көрсеткіштерінің мәндеріне пропорционал алайық.

Таңдалған бастапқы деректер үшін (3.58) үлгі бойынша біз мыналарды аламыз:

$$\begin{aligned} C_1 &= 1,328629660 * 10^8; \\ C_2 &= 1,345761430 * 10^8; \\ C_3 &= 0,840934850 * 10^8. \end{aligned}$$

(3.61) -де коэффициенттердің нормаланған мәндерін қолданамыз:

$$\overline{C}_i = \frac{C_i}{C_{min}}, i = 1, 2, 3, \quad (3.63)$$

Тасымалдағыш зымыран модификациясының осы нұсқасының массалық сипаттамалары 4.9 кестесінде келтірілген.

Кесте 3.8 - Масса сипаттамасы

Модификация	M <sub>1</sub> (кг)	M <sub>2</sub> (кг)
B <sub>1</sub>	222 593,0	58 046,0
B <sub>2</sub>	598 303,0	102 595,0
B <sub>3</sub>	997 171,0	170 992,0

Барлық шектеулерді ескере отырып мәселені шешу келесі нәтижелер береді:

$$B_1 : z_{11} = 3,05, z_{21} = 4,690;$$

$$B_2 : z_{12} = 4,00, z_{22} = 2,750;$$

$$B_3 : z_{13} = 4,00, z_{23} = 2,750.$$

объективті функцияның  $\Phi(Z)=6,73$  мәні бойынша.

Мәселені шешудің нұсқаларын салыстыру көрсеткендей (3.42) жағдайға сәйкес келмейтін әмбебап зымыран қондырғысын қолдана отырып, зымыран тасығыштың параметрлік модулдік серияларын құру идеалды корпуспен салыстырғанда тасымалдаушы зымыранның ұшыру салмағының едәуір өсуімен ғана қамтамасыз етіледі (3.10 кесте). Осы нұсқа үшін ұшырылатын көлік құралының параметрлік сериясы үшін массаның жалпы өсуі 334991 кг құрайды.

Кесте 3.9 – Варианттарды салыстыру

Модификация	Идеалді вариант M <sub>1</sub> , кг	Рационалді вариант M <sub>1</sub> , кг	Δm, кг
1	215 208,0	222 593,0	7 385,0
B <sub>2</sub>	475 450,0	598 303,0	122 852,0
B <sub>3</sub>	792 417,0	997 171,0	204 754,0
Сумма	-	-	334 991,0

Бұл шешім нұсқаларының экономикалық құрамдас бөлігін бағалайық, егер ең жақсы жағдайда жаңа зымыран тасығыштар жоғарыдан-төмен жобалау технологиясын қолдана отырып жасалынса, ал екінші нұсқа үшін «төменнен жоғары» және «аралас дизайн» технологиясын қолдана отырып, модификациялардың параметрлік сериялары қолданылады.

Модельге (3.58) сәйкес статистикалық деректерді (2.5-бет) қолдана отырып, біз келесі бағаларды аламыз (кесте 3.10).

### Кесте 3.10 - Жобалау технологиясын бағалау

Модификация	Аралас жобалау, у.е.	«Жоғарыдан- төменге» жобалау, у.е.
B <sub>1</sub>	1 047 127 750,0	2 827 658 529,0
B <sub>2</sub>	886 054 505,0	2 489 990 190,0
B <sub>3</sub>	551 533 022,0	1 590 429 839,0
Сумма	2 484 715 277,0	6 908 078 558,0

3.10-кестеден келтірілгендей, берілген ұшыру бағдарламасы үшін ұшыру құралы, «жоғарыдан-төменге» жобалау технологиясын қолдана отырып жасалған үш жаңа ұшыру аппараттарын пайдалану мүмкіндігі, аралас дизайн технологиясын қолдану арқылы жасалған ұшыру құралының параметрлік серияларын қолдана отырып, опционға экономикалық тиімділік тұрғысынан жоғалады. оған қарамастан, ол ұшырылатын машинаның жалпы массасы жағынан анағұрлым тиімді болып шықты.

### 3.8 Масса-энергия коэффициенттерін анықтау әдісі

3-тарауда қарастырылған әдісті сатылардың параллельді-қатарлы қосылысы бар ұшыру аппараттарының параметрлік сериясы үшін рационалды Циолковский сандарын бөлу мәселесін шешуге бейімдеуге болады (3.3-сурет). Осындай параметрлік модельдік серияларды қолданудың жарқын мысалдарының бірі – «Зенит» зымыранының негізінде жасалған төрт және алты бірінші сатыдағы РБ нұсқалары ұсынылған «Энергия» зымыраны. Бұл модификациялар сәйкесінше эталондық орбитаға 105 және 140 тонна жүктемені шығаруға мүмкіндік берді.

Кезеңдердің параллельді-қатарлы қосылуы бар ұшыру аппараттарының параметрлік сериясы үшін Циолковский сандарын анықтау мәселесі (3.50), (3.51) сатылардың сериялы қосылуымен нұсқаға ұқсас болады:

конструкторлық айнымалылардың оңтайлы жиынын табыңыз

$X = \{z_{11}^*, z_{21}^*, \beta_1, z_{12}^*, z_{22}^*, \beta_2, \dots, z_{1n}^*, z_{2n}^*, \beta_n\}$ , объективті функцияның минимумын қамтамасыз етеді

$$\Phi(z_{11}^*, z_{21}^*, \beta_1, z_{12}^*, z_{22}^*, \beta_2, \dots, z_{1n}^*, z_{2n}^*, \beta_n) = \sqrt{\sum_i^n C_i (p_{\text{пни}}^{\text{opt}} - p_{\text{пни}})^2} \rightarrow \min \quad (3.64)$$

Мұнда, алдыңғы тапсырмаға ұқсас, ұшыру аппараттарының барлық модификациялары жүктеме бір эталондық орбитаға түседі және бірінші

сатыдағы әмбебап зымыран қондырғысының отынының массасы проблеманың шектеулеріне кіретін массалық сипаттамаларға сәйкес таңдалады:  $m_{TI} = k_i * m_{ТУБ}$ , мұндағы  $m_{TI}$  - бірінші сатыдағы зымыран блогы отынының массасы,  $m_{ТУБ}$  - бірінші сатыдағы зымыран қондырғысының отындық массасы,  $k_i$  - зымыран құрамына кіретін әмбебап зымыран қондырғысының саны; зымыран тасығыштың барлық  $n$  модификациялары үшін әмбебап зымыран блогының отынының массалары тең болады:  $m_{ТУБ}^1 = m_{ТУБ}^2 = \dots = m_{ТУБ}^n$ ; екінші сатыдағы зымыран блогының жанармай массасы барлық  $n$  модификациялар үшін бірдей:

$$m_{T2}^i = m_{T2}^j; i, j = 1 \dots n, i \neq j,$$

$m_{T2}^i$  мен  $m_{T2}^j$  - сәйкесінше,  $i$ -ші және  $j$ -ші модификацияларға арналған екінші сатыдағы зымыран қондырғысының жанармай массасы.

### 3.9 Қадамдарды параллель-қатар тізбектей қосу жағдайында модельдік есепті шешу

Ұсынылған әдістің тиімділігін бағалау үшін ұшырылатын машинаның параметрлік сериясы екі модификациядан тұратын есепті шешуді қарастырайық (3.12 кесте).

Кесте 3.11 - Параметрлік сериялардың модификациясы

Модификация	B <sub>1</sub>	B <sub>2</sub>
Жүктеме массасы, т	100,0	140,0
Зымыран қондырғысының әмбебап сипаттамасы	11,0	11,0
2 зымыран блогының конструкторлық сипаттамасы	10,0	10,0
Бірінші сатылы әмбебап зымыран қондырғысының жалпы қозғағыш жүйесі, тс	3100,0	4500,0
Бірінші сатылы әмбебап зымыран қондырғысының жалпы қозғағыш жүйесі, тс	600,0	600,0
Жану өнімдерінің шығу жылдамдығы 1-зымыран қондырғысы, м/с	3100,0	3100,0
Жану өнімдерінің шығу жылдамдығы 2-зымыран қондырғысы, м/с	4540,0	4540,0
Қажетті сипаттамалық жылдамдық, м/с	8030,0	8030,0
Кезендерді бөлу кезіндегі минималды рұқсат етілетін сипаттамалық жылдамдық, м/с	2700,0	2900,0
1 зымыран блогындағы әмбебап блоктардың саны	4,0	6,0
1 зымыран қондырғысының салыстырмалы сипаттамасының мәнінің төмендеуін ескеретін коэффициент	0.960	0.960
Сипаттамалық жылдамдықтың жоғалуын ескеретін фактор	0.10	0.10
Ұшырудың жоспарланған санын ескеретін коэффициент	40,0	20,0

Идеал жағдай үшін масса-энергетикалық қатынастар келесідей болады:

$$\begin{aligned} B_1: z_{11}^* &= 2,48, & z_{21}^* &= 3,64, & \beta_1 &= 0,22; \\ B_2: z_{12}^* &= 2,69, & z_{22}^* &= 3,47, & \beta_2 &= 0,19. \end{aligned}$$

Бұл жағдайда тасымалдаушы зымыран модификациясының салыстырмалы жүктеме массалары келесі мәндерге ие болады:

$$p_{\text{пн1}}^{\text{opt}} = 16,73; p_{\text{пн2}}^{\text{opt}} = 16,85.$$

Идеал корпус үшін тасымалдаушы зымыран модификациясының массалық сипаттамалары 4.13 кестеде келтірілген.

Кесте 3.12 - Идеал корпус үшін тасымалдаушы зымыран модификациясының сипаттамасы

Модификация	$M_1$ (кг)	$m_{k2}$ (кг)	$\Delta m_2$ (кг)
$B_1$	1 672 538,0	60 303,0	119 862,0
$B_2$	2 359 530,0	71 776,0	123 778,0

Мәселені бірінші және екінші сатыдағы зымыран қондырғыларын біріктіруді ескеріп шешейік.

Берілген бастапқы деректермен (4.12 кесте) экономикалық тиімділік көрсеткіштерінің мәні (3.58) болады:

$$C_1 = 1432964090; C_2 = 1008125663.$$

(3.64) -те коэффициенттердің нормаланған мәндерін қолданамыз:

$$\bar{C}_i = \frac{C_i}{C_{\min}}, i = 1, 2,$$

мұндағы  $C_{\min}$  - алынған коэффициент мәндерінің минимумы:

$$\begin{aligned} \bar{C}_1 &= 1,42; \\ \bar{C}_2 &= 1,0. \end{aligned}$$

Бірінші және екінші сатыдағы зымырандық қондырғыларды біріздендіруге байланысты шектеулермен (3.65) оңтайландыру мәселесін

шешу (3.65) жобалық параметрлердің келесі рационалды мәндерін береді:

$$\begin{aligned} B_1: z_{11}^* &= 2,48, & z_{21}^* &= 3,84, & \beta_1 &= 0,218; \\ B_2: z_{12}^* &= 2,90, & z_{22}^* &= 3,29, & \beta_2 &= 0,218. \end{aligned}$$

объективті функцияның  $\Phi(Z) = 2,0818$  мәні бойынша.

Бұл жағдайда тасымалдаушы зымыран модификациясының салыстырмалы жүктеме массалары:

$$\begin{aligned} p_{\text{пн1}}^{\text{рац}} &= 18,44; \\ p_{\text{пн2}}^{\text{рац}} &= 17,27. \end{aligned}$$

Зымырантасығыш модификациясының осы нұсқасының массалық сипаттамалары 3.14 кестеде келтірілген.

Кесте 3.13 - Зымырантасығыш модификациясының осы нұсқасына сипаттама

Модифика	$M_1$ (кг)	$m_{t1}$ (кг)	$m_{k2}$ (кг)	$m_2$ (кг)
$B_1$	1843613,0	967 474,0	67 494,0	132 122,0
$B_2$	2417950,0	1 451 210,0	67 494,0	132 122,0

Сонымен бірге  $B_1$  модификациясы үшін сатыға бөлу кезіндегі сипаттамалық жылдамдықтың резервтері жүзеге асырылады:

$$\Delta V_{x1}^I = 243 \text{ м/с}$$

$B_2$  модификациясы үшін қажетті сипаттамалық жылдамдықтың резервтері:

$$\Delta V_{x2}^{\text{потр}} = 235 \text{ м/с.}$$

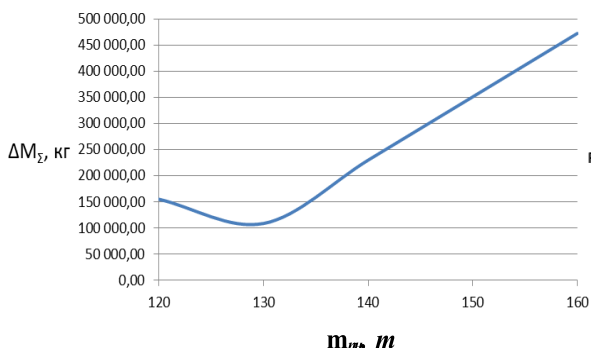
3.7 суретте  $B_2$  опциясының жүктеме массасының өзгеруімен ұшырылатын көлік құралының параметрлік сериялық модификациясының жиынтық массасының өзгеру графигі көрсетілген, және 3.8 суретте  $B_2$  опциясының жүктеме массасына байланысты объективті функция мәндерінің өзгеру графигі көрсетілген. Олар сыртқы келбеті бойынша бірдей.

Осы графиктерден көрініп тұрғандай, олардың функцияларының

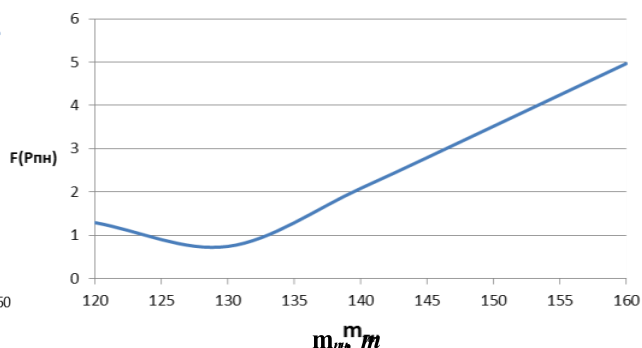
минимумы  $m_{nn} \approx 130$  т деңгейіне жетеді.

Сондықтан мәселенің осы нұсқасы үшін жүктеменің оңтайлы шамалары:  $m_{nn1} \approx 100$  т;  $m_{nn2} \approx 130$  т.

Жүктеме массасының шамалары үшін  $m_{nn1} = 100$  т;  $m_{nn2} = 130$  т бірінші және екінші сатылардағы зымыран қондырғысын біріздендіруге арналған шектеулермен (3.65) оңтайландыру мәселесінің шешімі (3.66) жобалық параметрлердің келесі рационалды мәндерін береді:



Сурет 3.7 -  $B_2$  опциясының жүктеме массасының өзгеруімен ұшырылатын көлік құралының параметрлік сериялық модификациялық сериясының жалпы массасының өзгерісі



Сурет 3.8 -  $B_2$  нұсқасының жүктеме массасына байланысты объективті функцияның өзгеруі

$$B_1: z_{11}^* = 2,48, \quad z_{21}^* = 3,70, \quad \beta_1 = 0,2198;$$

$$B_2: z_{12}^* = 2,90, \quad z_{22}^* = 3,29, \quad \beta_2 = 0,218.$$

объективті функцияның  $\Phi(Z)=0,7411$  мәні бойынша.

Кесте 3.14 - Зымырантасығыш модификациясының осы нұсқасына сипаттама

Модификация	$M_1$ (кг)	$m^*_{t1}$ (кг)
$B_1$	1721472,0	1026746,0
$B_2$	2250408,0	1478435,0

Сонымен, ұшыру машинасының параметрлік сериялары үшін жүктемелердің онтайлы қатынасын таңдау үшін келесі алгоритм ұсынылады.

Жүктеме массасының біреуінің ең жоғары басым мәні белгіленген (мысалы, жоғарыда қарастырылған мысал үшін,  $m_{nn1} = 100$  т).

(3.42) үлгі бойынша жүктеме жүктемелерінің екіншісінің массасының бастапқы мәні таңдалады ( $m_{nn2} = 140$  т).

Пайдалы жүктемелердің екіншісінің (мысалы, 120, 130, 140, 150, 160 т) салмақтық өзгерісінің белгілі бір таңдалған ауқымы үшін объективті функцияның сәйкес мәндері (3.65) анықталады және олардың мәндерінің жиынтық кестесі құрылады.

Құрылған кесте мәндеріне сүйене отырып,  $B_2$  нұсқасының жүктеме массасына байланысты объективті функцияның өзгеру графигі салынады.

Алынған графикке сәйкес пайдалы жүктемелердің екіншісінің масса мәні анықталады, ол кезде объективті функцияның минимумына қол жеткізіледі (3.65). Бұл мән қалаулы болады.

Ұсынылған әдістер жобалаудың алғашқы кезеңдерінде әртүрлі шектеулермен ұшырылатын машинаның параметрлік сериясы түріндегі массалық-энергияның ұтымды қатынасын бағалауға мүмкіндік береді.

Ұшу аппараттарының параметрлік сериялары сатыларының тізбектелген және параллель-тізбектелген қосылуымен ұшырылатын көліктің массалық-энергетикалық коэффициенттерін анықтау мәселесі оны сызықтық емес бағдарламалаудың жалпы мәселесіне дейін қысқарту арқылы шешіледі.

Мәселені шешу кезінде ғылыми-зерттеу және тәжірибелік-конструкторлық жұмыстардың жалпы шығындарын және ұшыру аппаратын модернизациялау сериялы сериясының бүкіл партиясын өндіруді ескеру қажет.

Ғылыми-зерттеу және тәжірибелік-конструкторлық жұмыстардың жалпы шығындарын және ұшыру аппараттарының параметрлік сериялы сериясының бүкіл партиясын өндіруді ескере отырып, салмақ коэффициенттерін айқындаудың ұсынылған әдісі іске асыруда қарапайым және осы шығындарды бағалауда жинақталған тәжірибені ескереді.

Ұшудың қозғалтқышының параметрлік қатарларының рационалды масса-энергетикалық арақатынасын таңдаған кезде оптимизация мәселесінің дегенеративті шешімін болдырмау үшін, қол жетімді жылдамдық болуы мүмкін болған кезде теңсіздік түріндегі шектеулерді қол жетімді және талап етілетін сипаттамалық жылдамдықтардың шектеулері орнына ауыстырып, сипаттамалық жылдамдықтар бойынша шектеулерді әлсіреткен жөн. көп немесе тең талап етіледі.

Іске қосу құралының параметрлік серияларын құру кезінде тиісті модификацияның минималды массаларын қамтамасыз ететін олардың жүктеме массаларының арақатынасын таңдаған жөн.

Қозғалтқыштың параметрлік сериялық модификациялық сериясы үшін масс-энергетикалық коэффициенттер нақты жүктемелерді эталондық орбитаға



шығаруға арналған бірегей ұшыру аппараттарының нұсқаларынан едәуір төмен болуы мүмкін. Сондықтан оларды салыстыру кезінде барлық ұшыру аппараттарын зерттеу мен әзірлеуге және өндіруге кеткен шығындарды ескеру қажет.

Ұсынылған алгоритм және оны базалық жүктеме массасының мәндерінің әртүрлі нұсқалары үшін құрылған әмбебап зымыран қондырғысы негізінде ұшырылатын көлік құралының параметрлік серияларының тобын анықтауға арналған MathCad пакетін қолдану арқылы жүзеге асыру. Бұл жүктеме массасы ұқсас, бірақ әртүрлі базалық нұсқалардың блоктарында іске асырылатын тасымалдаушы зымыран құрудың әртүрлі нұсқаларын бағалауға мүмкіндік береді.

## ҚОРЫТЫНДЫ

Диссертацияда берілген шектеулерді ескере отырып, ұшыру аппараттарының параметрлік сериялық модификациялық модельдерінің сыртқы түрін талдау мен синтездеудің ғылыми-техникалық мәселесі шешілген.

Мәселенің шешімі кешенді тәсілге негізделген:

- қолданыстағы конструкторлық шешімдерді қолдануға мүмкіндік беретін аралас конструкторлық технологияны қолдануға негізделген ұшырылатын көлік құралының параметрлік модульдік сериясының сыртқы келбетін қалыптастыруға;

- жоғары өткізу қабілеттілігімен орта деңгейлі ғарыштық зымыран кешенінің объектілері мен жүйелерін салудың жалпыланған принциптерін қалыптастыруға;

- ұшыру аппараттарын жобалау үшін қолданыстағы технологияларды қолданудың экономикалық тиімділігін бағалау модельдерін құруға және бірлескен орындаушы-кәсіпорындар арасындағы жұмысты параллельдеуге;

- жобалау параметрлерінің рационалды мәндерін таңдауда жаңа әдістерді қолдануға.

Әзірленген әдістерді, модельдер мен алгоритмдерді практикалық іске асыру мүмкіндігі автоматтандырылған жобалау жүйесіне кіретін бағдарламалық пакеттерге арналған модульдік және құрылымдық бағдарламалаудың жалпы талаптарын орындау арқылы анықталады.

Орындалған жұмыстың негізгі ғылыми және практикалық нәтижелері келесідей:

- Қалыптастырылған өзекті ғылыми-техникалық проблема үшін оны шешудің интегралды тәсілі негізделген. Ұшыру аппараттарының модерндік серияларының модельдік сериясының конструкциялық келбетін талдау және синтездеу және оларды бір жүйеге қосу мәселелерінің жаңа әдістері мен модельдерін жасау қажеттілігі көрсетілген;

- Кезеңдер бойынша Циолковский сандарын ұтымды бөлу және сатылар әмбебап зымыран блоктарынан құралған ұшыру аппараттарының параметрлік сериясы модерндік сериясы үшін сәйкес масса-энергия коэффициенттерін анықтау әдісі жасалды;

- Ғарыштық зымыран кешендерінің жүйелері мен объектілерін салудың жалпыланған принциптері қалыптастырылды;

- Іске қосу машиналарын жобалауда бірлескен орындаушы-кәсіпорындар арасындағы жұмысты параллельдеу тұрғысынан жоғарыдан-төменге, төменнен және аралас дизайн технологияларының тиімділігін бағалау әдісі жасалды;

- Зымырантасығыштардың төменнен жоғары және аралас конструкцияларының тиімділігін бағалаудың әдістемесі жасалды, оны оларды

жасау тиімділігін бағалаудың алғашқы кезеңдерінде қолдануға болады. Модельдік есепті шешу мысалын қолдана отырып, аралас дизайн технологиясының экономикалық тиімділігінің сандық көрсеткіші шағын және орта өндірісте қатты өзгертіні көрсетілген. Сериялық өндірістің өсуімен индикатордың мәні тұрақтанады;

Ғарыш аппараттарының бортына енгізу үшін қоршаған ортаға антропогендік әсерді төмендетудің әдістері, техникалық шешімдері мен құралдары ұсынылды. Ұсынылған техникалық шешімдерді іске асыру шығындары іске қосу құнынан 15% аспайтыны көрсетілген.

Ұсынылған әдістер, модельдер және бағдарламалық қамтамасыздандыру «Прогресс» ғарыштық зымыран кешенінде ұшырылатын көлік құралдарының параметрлік сериялық модификациялық сериясының конструкторлық көрінісін синтездеудің және талдаудың жұмыс әдістеріне негіз болып табылады. Диссертацияда алынған нәтижелер оқу процесінде қолданылды, оны іске асырудың актілері растайды. Жалпы, диссертацияда алынған ғылыми және практикалық нәтижелердің жиынтығы әмбебап зымыран қондырғыларын қолдану арқылы құрылған ұшыру аппараттарының параметрлік серияларына қолданылатын ұшыру аппараттарын жобалау теориясы мен практикасының одан әрі дамуын білдіреді.

Диссертацияда баяндалған әдістерді, модельдер мен құралдарды қолдану тәжірибесі олардың тиімділігін растайды және оны дизайн теориясы мен практикасына енгізген жөн деп тұжырым жасауға мүмкіндік береді.

Осы диссертациялық жұмыс аясында жүргізілген зерттеулердің нәтижелері өнімнің өмірлік циклінің алғашқы кезеңдерінде, дәлірек айтсақ, кешен үшін тактикалық және техникалық ерекшеліктерді алдын-ала жобалау мен әзірлеу сатысында қолданылуы керек. Осы кезеңдерде ұсынылған әдістерді қолдану экономикалық және техникалық тұрғыдан тиімді.

## ПАЙДАЛАНЫЛҒАН ӘДЕБИЕТТЕР ТІЗІМІ

- 1 Мишин, В.П. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы): Учебное пособие для студентов вузов [Текст] / В.П. Мишин –М.: Машиностроение, -2005. -375б.
- 2 Осин, М.И. Методы автоматизированного проектирования летательных аппаратов [Текст]/ М. И. Осин -М.: Машиностроение. - 1984. - 168б.
- 3 Белов, Г.В. Основы проектирования ракет: учебное пособие для вузов [Текст]/ Г.В. Белов, С.И. Зоншайн, А.П. Оскерко. – М.: Машиностроение, - 1974. -256 б.
- 4 Лебедев, В.В., Крутов В.А. Техническая эффективность пилотируемых космических аппаратов [Текст] / В. В. Лебедев, В.А. Крутов –М.: Машиностроение, -1985. –256б.
- 5 Норенков, И.П. Основы автоматизированного проектирования: Учебн. пособие для вузов [Текст]/ И.П. Норенков –М.:Изд. МГТУ им. Н.Э. Баумана, -2002. -336б.
- 6 Аттетков, А. Н. Методы оптимизации: Учебн. пособие для вузов [Текст] /А.Н. Аттетков, С.В. Галкин, В.С. Зарубин. –М.:Изд. МГТУ им. Н.Э.Баумана, -2003. -440б.
- 7 Гилл, Ф. Численные методы условной оптимизации [Текст] / Ф. Гилл, У. Мюррей –М.: Мир, -1977. -290б.
- 8 Полак, Э. Численные методы оптимизации [Текст]/ Э. Полак –М.: Мир, -1974. -374б.
- 8 Батищев, Д.И. Методы оптимального проектирования: Учеб. Пособие для вузов [Текст]/ Д.И. Батищев –М.: Радио и связь, 1984. -248б.
- 9 Химмельблау, Д. Прикладное нелинейное программирование [Текст]/ Д. Химмельблау -М.: Мир, -1975. - 534 б.
- 10 Аоки, А. Введение в методы оптимизации [Текст]/ А. Аоки – М.:Наука, -1977. -343б.
- 11 Баранов, Д.А. Автоматизация расчетов основных проектных параметров ракет-носителей [Текст]/ Д. А. Баранов // Научно- техническая конференция молодых ученых и специалистов посвященной 50-летию РКК «Энергия» им. С.П.Королева и 90-летию со дня рождения академика С.П.Королева, тезисы докладов. – Королев: Изд-во РКК «Энергия»,- 1996.– 310 б.
- 12 Баранов, Д.А. Математические модели инерционно-массовых характеристик баков ракет-носителей [Текст]/ Д.А. Баранов, В.Д. Еленев //Седьмая межвузовская научная конференция «Математическое моделирование и краевые задачи», - Самара: Изд- во СамГТУ, -1997. - 95-110 бб.
- 13 Баранов, Д.А. Математическое моделирование при проведении

проектных и конструкторских работ по ракетам-носителям [Текст]/ А.М. Солдатенков, Д.А. Баранов // Сборник РКТ, посвященный 40-летию ЦСКБ. – 1999. – 24-34 бб.

14 Баранов, Д. А. Особенности автоматизации проектных и конструкторских работ при проектировании ракет-носителей / Д. А. Баранов, В. Д. Еленев // Труды VIII Всерос. научно.-техн. семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов/Самарский филиал Академии космонавтики. Самара, -1998-186-187 бб.

15 Баранов, Д.А. Расчет массовых, центровочных и инерционных характеристик ракет-носителей [Текст]/ Д.А. Баранов, В.Д. Еленев // Цандеровские чтения, -М.: -1997. – 54-57 бб.

16 Васильев, Ф.П. Численные методы решения экстремальных задач [Текст]/ Ф.П. Васильев –М.: Наука, Главная редакция физ.-мат. лит-ры, 1980. -518б.

17 Вязгин, В.А. Математические методы автоматизированного проектирования: Учеб. Пособие для втузов [Текст]/ В.А. Вязгин, В.В. Федоров –М.: Высшая школа, 1989. –184 б.

18 Геминтерн, В.И. Методы оптимального проектирования [Текст]/ В.И. Геминтерн, Каган Б.М. –М.: Энергия, -1980. -160б.

19 Лебедев А. А. Основы синтеза систем летательных аппаратов: Учебник [Текст] / А.А. Лебедев, Г.Г.Аджимамудов, В.Н.Баранов [и др.] -М.: изд-во МАИ, -1996. -444б.

20 Лебедев, А.А. Введение в анализ и синтез систем: Учебное пособие [Текст]/ А.А. Лебедев –М.: Изд-во МАИ, 2001 -352б.

21 Норенков, И.П. Введение в автоматизированное проектирование технических устройств и систем. Учеб. пособие для втузов. [Текст] / И. П. Норенков -М.: Высшая школа, -1986. -304б.

22 Полак, Э. Численные методы оптимизации [Текст]/ Э. Полак –М.: Мир, -1974. -374б.

23 Половинкин, А. И. Автоматизация поискового конструирования [Текст]/ А.И. Половинкин –М.: Радио и связь, -1981. -344б.

24 Сердюк, В.К. Проектирование средств выведения космических аппаратов: учеб. пособие для вузов под ред. А.А. Медведева. [Текст] / В.К. Сердюк – М.: Машиностроение, -2009. -504 б.

25 Соболев, И.М. Выбор оптимальных параметров в задачах со многими критериями [Текст]/ И.М. Соболев, Р.Б. Статников –М.: Наука, -1981.-110б.

26 Соломенцев, Ю. М. Автоматизированное проектирование и производство в машиностроении [Текст]/ Ю.М. Соломенцев, В.Г. Митрофанов, А.Ф. Прохоров –М.:Машиностроение. -1986. -256б.

27 Феодосьев В.И. Введение в ракетную технику [Текст] / В.И. Феодосьев, Г.Б. Синярев. - М: Оборонгиз, -1956. - 375 б.

28 Ильичев, А.В. Эффективность проектируемой техники: Основы анализа [Текст]/ А.В. Ильичев –М.:Машиностроение, 1991. -336 б.

29 Козлов, Д.И. Конструирование автоматических космических аппаратов [Текст] / Д.И. Козлов — М.: Машиностроение, -1996. - 448 б.

30 Козлов, Д.И. Управление космическими аппаратами зондирования Земли: Компьютерные технологии [Текст] / Д.И.Козлов, Г.П.Аншаков, Я.А.Мостовой, А.В.Соллогуб. —М.: Машиностроение,-1998. — 368б.

31 Соллогуб, А. В. Космические аппараты систем зондирования поверхности Земли: Математические модели повышения эффективности КА [Текст] / А.В. Соллогуб, Г.П.Аншаков, В.В. Данилов. -М.: Машиностроение, -1993. -368б.

32 Виноградов, В.А. Эффективность сложных систем. Динамические модели [Текст] / В.А. Виноградов, В.А.Грущанский, С.И.Довгуш [и др.]. —М.: Наука, -1989. -285б.

33 Ильичев, А.В. Прикладные проблемы системотехники: научн. тр., посвящ. памяти В.Н.Челомея [Текст] / А.В. Ильичев, В.С. Петровский., В.И. Болысов — М.: Машиностроение. —1995.—239б.

34 Ильичев, А.В. Эффективность адаптивных систем [Текст] / А.В. Ильичев, В.А. Грущанский —М.: Машиностроение, -1987. -396б.

35 Ушаков, И.А. Методы расчета эффективности систем на этапе проектирования [Текст] / И.А. Ушаков —М.: Знание, -1983. — 369б.

36 Ушаков, И.А. Обобщенные показатели при исследовании сложных систем [Текст] / И.А. Ушаков, Е.И. Литвак —М.: Знание, -1985. —523 б.

37 Пиявский, С.А., Оптимизация параметров многоцелевых летательных аппаратов [Текст] / С.А. Пиявский, В.С. Брусов, Е.А. Хвилон—М.: Машиностроение, -1974. —168б.

38 Куренков, В.И. Основы проектирования ракет-носителей. Выбор основных проектных характеристик и формирование конструктивного облика [Текст]: учеб. пособие / В.И. Куренков; под ред. д-ра техн. наук, проф. А.Н. Кирилина. — Самара: Изд-во Самар. гос. аэро. университета.

39 Кирилин, А.Н. Проектирование, динамика и устойчивость движения ракет-носителей: Методы, модели, алгоритмы, программы в среде MathCad [Текст] / А. Н. Кирилин, Р. Н. Ахметов, А. В. Соллогуб — М: Машиностроение, -2013. — 296 б.

40 Адушкин, В. В., Экологические проблемы и риски воздействий ракетно-космической техники на окружающую природную среду. Справочное пособие [Текст] / В. В.Адушкин, С. И.Козлов, А. В. Петров. -М: Изд. «Анкил». -2000. - 640 б.

41 Компаниец, Э. П. Исследование путей сокращения районов падения отделяющихся частей ракет [Текст] / Э.П. Компаниец, Л. Д. Кучма, А. М. Подолинный, Я. Т. Шатров, под общ. ред. ак. В.Ф. Уткина - М: Машиностроение, -1990. -164 б.

42 Сосунова, И.А. Российская космонавтика: социальная отдача и социально-экологические проблемы в зеркале общественного мнения [Текст] / И. А. Сосунова, Н. Е. Мамонов, С. И. Крестникова. - М: изд. РЭФИА, -2004. -

2686.

43 Экологическая безопасность России. Материалы межведомственной комиссии по экологической безопасности при Совете Безопасности РФ [Текст] / -М.: Юридическая литература, - 1994. - Вып. 1, - 216б.

44 Трушляков, В. Л. Снижение техногенного воздействия ракетных средств выведения на жидких токсичных компонентах ракетного топлива на окружающую среду [Текст] / В. Л. Трушляков, В. В. Шалай, Я. Т. Шатров - Омск: Изд. ОмГТУ, -2004. -220б.

45 Компаниец, Э. П. Исследование путей сокращения районов падения отделяющихся частей ракет [Текст] / Э.П. Компаниец, Л. Д. Кучма, А. М. Подолинный, Я. Т. Шатров, под общ. ред. ак. В.Ф. Уткина - М: Машиностроение, -1990. -164 б.

46 Шатров, Я.Т. Новые аспекты исследования последствий использования гептила в ракетной технике. Кн. 1. Гептил и активные формы кислорода: взаимосвязь, взаимодействие, влияние на живые организмы и животных [Текст] / Я.Т. Шатров [и др.]. –М.: изд. «Пеликан», -2008. - 120 б.

47 Шатров, Я.Т. Обеспечение экологической безопасности ракетно-космической деятельности (учебно-методическое пособие). Ч.1 Виды и масштабы воздействия РКТ на окружающую среду. Нормативное и правовое обеспечение экологической безопасности. Трассы пусков и районы падения отделяющихся частей ракет-носителей. Нейтрализация токсичных КРТ. Проектно-конструкторские решения [Текст] / Я.Т. Шатров. – Королев, м. о.: ЦНИИмаш, - 2010. – 261 б.

48 Шатров, Я.Т. Обеспечение экологической безопасности ракетно-космической деятельности (учебно-методическое пособие). Ч.2 Экономические и производственные аспекты. Экологический мониторинг. Методические подходы, методика и результаты оценок экологической безопасности средств выведения [Текст] / Я.Т. Шатров. – Королев, м. о.: ЦНИИмаш, -2010. -233б.

49 Шатров, Я.Т. Обеспечение экологической безопасности ракетно-космической деятельности (учебно-методическое пособие). Ч.3 Типовые примеры реализации отдельных практических задач. Общий перечень рекомендуемой литературы. Приложения [Текст] / Я.Т. Шатров. – Королев, м. о.: ЦНИИмаш, - 2010. – 308 б.

50 Экологические аспекты воздействия компонентов жидких ракетных топлив на окружающую среду [Текст] / // - Спб.: Мат. НТК в РНЦ ПХ, -1996. – 72 б.

51 Гамма, Р. Приемы объектно-ориентированного проектирования. Паттерны проектирования = Design Patterns: Elements of Reusable Object-Oriented Software [Текст] / Р. Гамма, Р. Хелм, Дж. Джонсон, Влссидес — СПб: «Питер», -2007. — 366б. ISBN 978-5-469-01136- 1, 5-272-00355-1, 0-201-63361-2, 5-469-01136-4

52 Кериевски, Д. Рефакторинг с использованием шаблонов (паттернов проектирования) = Refactoring to Patterns (Addison-Wesley Signature Series)

[Текст]/ Д. Кериевски — М.: «Вильямс», -2006. — С. 400. ISBN 0-321-21335-1

53 Скотт, В. Рефакторинг баз данных: эволюционное проектирование = Refactoring Databases: Evolutionary Database Design (Addison-Wesley Signature Series). [Текст]/ Скотт В. Эмблер, Прамодкумар Дж. Садаладж. — М.: «Вильямс», -2007. — 368б. ISBN 0-321-29353-3

54 Фаулер, М/ Архитектура корпоративных программных приложений = Patterns of Enterprise Application Architecture (Addison-Wesley Signature Series) [Текст]/ М. Фаулер — М.: «Вильямс», -2007. — 544б. ISBN 0-321-12742-0

55 Шаллоуей, А. Шаблоны проектирования. Новый подход к объектно-ориентированному анализу и проектированию = Design Patterns Explained: A New Perspective on Object-Oriented Design [Текст]/ А. Шаллоуей, Дж. Р. Тротт. — М.: «Вильямс», -2002. — 288б. ISBN 0-201-71594-5

56 Баранов, Д.А. Методологические аспекты технологии нисходящего и восходящего проектирования при разработке ракет-носителей [Текст]/ Д.А. Баранов, В.Д. Еленев, А.В. Соллогуб // Общероссийский научно-технический журнал «Полет», -2015,- № 5.- 19-30бб.

57 Баранов, Д.А. Аналитический подход к оценке эффективности восходящего и смешанного проектирования ракет-носителей [Текст]/ Д.А. Баранов, В.Д. Еленев, А.В. Соллогуб // Общероссийский научно-технический журнал «Полет», -2015,- № 3. - 34-40бб.

58 Баранов Д.А. Анализ и синтез проектного облика параметрических рядов модификаций ракет-носителей. Диссертация на соиск.к.т.н, Самара, 2016 г. - 166 с.



## ҚОСЫМША А

**MathCad пакетінің тіліндегі экономикалық тиімділіктің сандық көрсеткішін және соған сәйкес процедураны есептеу алгоритмі**

$$\begin{aligned}
 \text{Eff}(n, G_p, m) := & \left[ \begin{aligned}
 & Z_{np\_pr} \leftarrow \sum_{j=1}^m \left( \frac{A_j}{G_p^{1-\alpha_j}} \cdot Q_j \right) \\
 & Z_{np\_izg} \leftarrow n \cdot \sum_{j=1}^m \left( \frac{B_j}{G_p^{1-\beta_j}} \cdot C(n, r, j) \right) \\
 & Z_{np1} \leftarrow (Z_{np\_pr} + Z_{np\_izg}) \cdot G_p \\
 & Z_{np} \leftarrow (1 + K\_sttk) \cdot Z_{np1} \\
 & Z_{sp\_pr} \leftarrow \sum_{j=1}^m \left( \frac{A_j}{G_p^{1-\alpha_j}} \cdot Q_j \cdot q_j \right) \\
 & Z_{sp\_izg} \leftarrow n \cdot \sum_{j=1}^m \left( \frac{B_j \cdot b_j}{G_p^{1-\beta_j}} \cdot C(n, r, j) \right) \\
 & Z_{sp} \leftarrow (1 + K\_sttk \cdot q\_sttk) \cdot [(Z_{sp\_pr} + Z_{sp\_izg}) \cdot G_p] \\
 & \left[ \begin{aligned}
 & Ef \leftarrow \frac{Z_{np}}{Z_{sp}} \quad Z_{pgnp} \leftarrow \frac{Z_{np}}{(n \cdot G_p)} \quad Z_{pgsp} \leftarrow \frac{Z_{sp}}{(n \cdot G_p)} \end{aligned} \right] \\
 & \text{augment}(Z_{np}, Z_{sp}, Ef, Z_{pgnp}, Z_{pgsp})
 \end{aligned} \right.
 \end{aligned}$$

Бағдарламаның енгізу параметрлері:

$m_{mn}$  - ұшырылатын көлік құралының максималды шығыс массасы;

$m$  - ұшыру машинасын құрайтын әр түрлі компоненттердің саны;

$n$  - компоненттерді өндіру бағдарламасы немесе ұшыру аппараттарын шығару бағдарламасы.

Тасымалдағыш зымыран бір данадағы компонентпен аяқталды деп болжанады. Егер бұл шарт орындалмаса, онда алгоритмнің шамалы өзгертілуін қажет ететін әр компонентке арналған өндірістік бағдарламаны бөлек қарастыру қажет.

Бағдарламаның шығыс параметрлері:

$Z_{np}$ ,  $Z_{sp}$  - барлық іске қосу машиналарының жиынтығы үшін жоғарыдан

төмен және аралас дизайн шығындары;

$E$  - ұшырылатын машинаның барлық партиясы үшін экономикалық тиімділіктің сандық көрсеткіші;

$Z_{pgnp}$  - жоғарыдан төмен жобаланған жағдайда  $n$  ұшыру көліктерінің партиясына орташа есеппен 1 кг жүктеме массасын алу құны;

$Z_{pgsp}$  - аралас конструкция жағдайында іске қосу машинасының партиясы үшін орташа есеппен 1 кг жүктеме массасын алу құны.

Бағдарлама корпусы  $C(n, r)$  есептеу үшін бағдарламаға қоңырау шалуды қолданады.  $C(n, r)$  бағдарламасын есептеу үшін:

$$C(n, r) := \begin{array}{|l} \text{cn} \leftarrow \frac{1}{n} \cdot \sum_{i=1}^n \frac{\ln(r)}{i \cdot \ln(2)} \\ \text{cn} \end{array}$$

$C(n, r)$  есептеу бағдарламасы эффект  $Eff(n, Gp, m)$  сипаттамасына дейін MathCad жұмыс аймағына орналастырылуы керек.  $Eff(n, Gp, m)$  бағдарламасына бұрылмас бұрын  $m_{nn}, K_{stk}, q_{stk}$  бастапқы мәліметтерін,  $m, A, B, Q, \alpha, \beta, q, b, r$  өлшемдік векторларын көрсету керек.