

ВЪЗМОЖНОСТИ ЗА ИЗВЕЖДАНЕ НА НАНОСПЪТНИЦИ С МИГ-29

Димитър Йорданов, Павел Пенев

*Институт за космически изследвания и технологии – Българска академия на науките
e-mail: dimitar.v.jordanov@gmail.com; penevpb@gmail.com*

Ключови думи: Специфичен импулс, ефективност, динамика на полета.

Резюме Изследването представлява габаритно-масово изчисление на ракетните модули за извеждане на наноспътници по схемата на въздушен старт от самолет МиГ-29УБ и моделиране на полета за проверка на възможностите на самолета да извърши маньовъра в рамките на експлоатационните ограничения.

AIR LAUNCH OPTIONS FROM MiG-29 AIRCRAFT

Dimitar Yordanov, Pavel Penev

*Space Research and Technology Institute – Bulgarian Academy of Sciences
e-mail: dimitar.v.jordanov@gmail.com; penevpb@gmail.com*

Keywords: specific impulse, efficiency, flight dynamics

Abstract : The research is about the calculation of rocket modules for air launch of satellites from MiG29 aircraft and modeling of the trajectory of the aircraft.

Цел на изследването: теоретична проверка на възможностите самолет МиГ-29 да осигури платформа за извеждане на малки спътници (до 10kg).

Ограничителни условия: окачените външни модули да се вписват геометрично и масово в конструктивните възможности на самолета: по габарити да не превишават външно окачените горивни резервоари, а по маса да не са повече от снетото въоръжение и оборудване.

1. Ракетен модул

Основен изчислителен алгоритъм: масата на всеки елемент от многостепенната ракетна система се определя по методика, базирана на трудовете на Циолковски с приближено отчитане на загубите в скорост за реални условия.

За конкретните цели е създаден алгоритъм, реализиран в програмен продукт “Microsoft Excel”, по който се изчислява ракетната система, която се подкачва външно на самолета. В този алгоритъм по зададена маса на наноспътника, основни параметри на конструкцията и използваните горива, както и оптимизирано разпределение на скоростния диапазон, който следва да покрива ракетната система, се изчислява общата маса на системата и нейните габарити. Времето за работа на двигателите от всяка степен се определя по закона за съхранение на импулса за системи с променлива маса [2].

Методологията за изчисление на масата при всеки елемент от многостепенната ракетна система е известна и в разработения алгоритъм е заимствана от проектирането на самолети в раздела за въздушно-космически летателни апарати (Бадягин А.А., С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Ф. И. Склянский, Н. А. Фомин *Проектирование самолетов*, изд. “Машиностроение”, Москва 1972г. стр.210....220). Загубите от скорост в реални условия са от същия литературен източник.

Основната формула за приближено определяне на масата в използвания алгоритъм [1], [3] е следната:

$$m_i = \left(\frac{\bar{m}_{RF}}{\bar{m}_{RF} - 1 + \frac{I}{e^{\frac{\Delta V + \Delta V_{L_i}}{J}}}} - 1 \right) m_{L_i}$$

m_i – маса на "i" степен kg

\bar{m}_{RF} – относителна маса на ракетното гориво на "i" степен

m_{L_i} – маса на натоварването на "i" степен kg

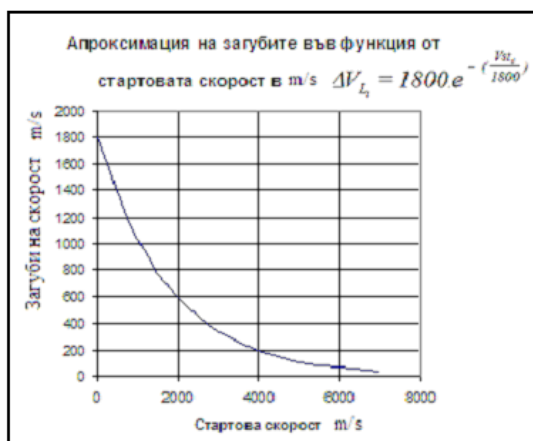
ΔV – диапазон от скорост, реализиран от "i" степен (m/s)

ΔV_{L_i} – загуби от скорост на "i" степен (m/s)

J – специфичен импулс на "i" степен (m/s) по ISO

.....(1)

Загубите на скорост се определят по следните формули, представляващи апроксимация с достатъчна за практиката точност на приведени в [1] данни:



$$\Delta V_{L_i} = 1800.e^{-\left(\frac{V_{st_i}}{1800}\right)} \dots\dots\dots(2)$$

$$\Delta V_{L_3} = 1800.e^{-\left(\frac{V_{st_3}}{1800}\right)}$$

$$\Delta V_{L_2} = 1800.e^{-\left(\frac{V_{st_2}}{1800}\right)} - \Delta V_{L_3}$$

$$\Delta V_{L_1} = 1800.e^{-\left(\frac{V_{st_1}}{1800}\right)} - \Delta V_{L_2} - \Delta V_{L_3}$$

Фиг. 1. Загуби от скорост при извеждане на космически обекти $\Delta V = f(V_{старта})$

Схема на извеждане на наноспътници: От рекламни материали за изчисленията е приета проверена в практиката схема за извеждане на КБ "Южное" (Украйна), която за конкретния случай се предвижда да се реализира чрез свръхзвуков въздушен старт от МиГ-29УБ на височина $H=15km$ и истинска скорост $500 m/s$ ($M=1.7$):

- Първата степен работи до скорост $2878 m/s$ и на височина $30 km$ се отделя.
- Втората степен работи в скоростния диапазон от $2878m/s$ до $5775m/s$ и на височина $113km$ се отделя.
- Третата степен работи в скоростен диапазон $5775m/s$ до $8025m/s$ и на височина $125 km$ извежда наноспътник с маса от 5 до $10kg$.

Космическите модули са с ракетни двигатели с твърдо гориво. Основните резултати за $10kg$ полезен товар (наноспътник) са сведени в табличен вид:

ВАРИАНТ – 10 kg наноспътник

"I"степен на косм.модул - тип двигател	РДТГ 3 ст.	РДТГ 2 ст.	РДТГ 1 ст.
Скорост, която трябва да достигне "I" степен (m/s)	8025	5774.91	2878.4
Височина при старта на съответната степен (m)	113000	30000	15000
Скорост на звука (m/s) $a=20\sqrt{T_K}$	348.1379	302.98515	295.296
Число M на старта на съответната степен	16.588	9.5	1.7
Скорост на старта на съответната степен	5774.91	2878.36	499.05
Загуба на скорост реалните условия на полета (m/s)	72.6193	290.759	1000.5
НАТОВАРВАНЕ (за трета ст. маса на спътника) kg	10	31.325	176.02
Относителна маса на горивото	0.82	0.82	0.82
Специфичен импулс на двигателя (m/s по ISO)	2844.9	2844.9	2844.9
Диапазон скорост, който трябва да постигне "I" ст. (m/s)	2250.09	2896.55	2379.3
Маса "i" (kg)	21.325	144.692	982.45
	3 ст.	2+3 ст.	1+2+3 ст.
Сума от масите (kg)	31.325	176.02	1158
ПРИМЕРНИ РАЗМЕРИ (диаметър и дължина) m			
Диаметър Di(m)	0.65	0.65	0.65
Дължина Li(m)	0.06466591	0.438764857	2.9791931
Сумарна дължина L(m)-с 20% увеличение			4.1791

За 5 kg наноспътник при същите двигатели и разпределение на скоростния диапазон между степените на ракетния модул се получават следните габаритно масови параметри:

ВАРИАНТ: 5 kg наноспътник

"I"степен на косм.модул - тип двигател	РДТГ 3 ст.	РДТГ 2 ст.	РДТГ 1 ст.
НАТОВАРВАНЕ (за трета ст. маса на спътника) kg	5	15.6625	88.009
Относителна маса на горивото	0.82	0.82	0.82
Специфичен импулс на двигателя (m/s по ISO)	2844.9	2844.9	2844.9
Диапазон скорост, който трябва да постигне "I" ст.	2250.09	2896.55	2379.3
Маса "i" (kg)	10.6625	72.3462	491.23
	3 ст.	2+3 ст.	1+2+3 ст.
Сума от масите (kg)	15.663	88.009	579.2
ПРИМЕРНИ РАЗМЕРИ (диаметър и дължина) m			
Диаметър Di(m)	0.5	0.5	0.5
Дължина Li(m)	0.05464269	0.370756304	2.5174181
Сумарна дължина L(m)-с 20% увеличение			3.5314

Възможни са и други габарити според мястото за окачване.

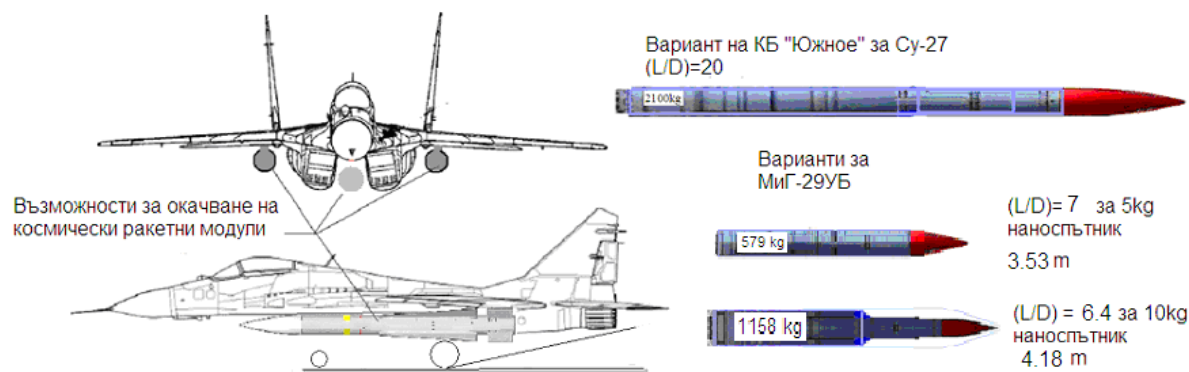
В предварителното проучване на възможностите за използване на самолет МиГ-29 са изследвани различни варианти, които служат като основа за предлагане на решение.

Анализът на резултатите в горните таблици показва, че ако схемата за извеждане се запази една и съща за всички варианти (разпределение на скоростния диапазон между степените), ако специфичният импулс на ракетните двигатели и относителната маса на горивото са еднакви за вариантите, то заграденият в скоби израз пред масата на сателита във формула 1 не се променя по стойност за всички варианти, Тогава масата на ракетния модул за произволен наноспътник може да се изчисли направо като произведение на този (вече известен за класа ракетни системи) множител по масата на сателита. Например, по изчислените

варианти следва, че наноспътник с маса 20kg може да бъде изведен в орбита по същата схема с ракетен модул с двойно по-голяма маса от 10kg : $(20\text{kg}/10\text{kg}) \times 1158\text{kg} = 2316\text{kg}$. Отношението на полезния товар (наноспътника) към пълната маса на системата е ефективност и в конкретните схеми тази ефективност е 0.86% . Обратната величина на ефективността е масата на ракетния модул за извеждане на 1kg полезен товар ($1/0.0086=116.28$). При ракетните системи с висока ефективност този показател е значително по-малък. Например за системата "Pegasus" ефективността е около 2.5% , масата на ракетния модул за извеждане на 1kg полезен товар - 40kg , общата маса на ракетния модул за 10kg наноспътник би била 400kg и съответно размерите близо три пъти по-малки от изчислените в таблицата (по схемата на КБ"Южное"), което е показателно за високите технологии на системата "Pegasus". Но за ракетните системи, особено за въздушен старт, освен масово-габаритни изисквания има и изисквания за сигурност и безопасност [3] (да се намали до възможния минимум вероятността от взривяване на ракетата при работа на двигателите). Балансът между висока ефективност и минимален риск е трудна конструкторска задача, особено за малогабаритни ракети.

Приетата при анализа схема за извеждане на спътника на КБ "Южное" може да бъде разгледана като една възможност за реално използване. Но в нея съществуват резерви за повишаване на ефективността. При запазване схемата на КБ"Южное" (за разпределение на скоростния диапазон) и увеличаване само на \bar{m}_{RF} от 0.82 до 0.86 се получава ефективност 1.45% . При увеличаване на относителната маса на горивото \bar{m}_{RF} от 0.82 до 0.86 и друго разпределение на скоростния диапазон между степените (от 500m/s при свръхзвуков старт на 15km от самолета до 8025m/s на височина 125km) ефективността може да се увеличи до 1.495% . При такава ефективност (1.495%) размерите на космическите модули са съизмерими със съществуващите варианти на окачвания на МиГ-29 (подвесни баки, 2 ракети Р27ЕР), а за 5kg наноспътник масата е 334kg , размерите са: $D=0.4\text{m}$ $L=2.6\text{m} \dots 3.16\text{m}$. При моделирането на маньовъра се разглежда вариант на МиГ29-УБ с две ракети Р27ЕР, които по размери и маса са подобни на изчислените високоефективни ракетни космически модули (334kg за 5kg наноспътник). Достигането на число $M=2$ е в режим снижение от 13000m до 10000m .

При дозвуков старт ($M=0.9$ от самолета на $H=15\text{km}$) ефективността се намалява от 1.495% до 1.17% и масата на модул за 5kg наноспътник е 426kg при размери диаметър $D=0.4\text{m}$ и дължина $L=3.4\text{m}$ до 4m . Увеличението от 92kg ($334+92=426\text{kg}$) е само от дозвуковия старт.



Фиг. 2. Възможности за външно окачване на ракетни модули и примерни габарити по схемата за извеждане на КБ "Южное"

2. Моделиране на маньовър със самолет МиГ-29 (МиГ-29УБ)

За проверка на възможностите за извеждане на космическия модул с наноспътник е проведено моделиране в "Matlab-Simulink" и анализ на потенциалните усложнения в устойчивостта и управляемостта на стратосферния полет в маньовър за пускане на ракетния блок при $M=1.7$ и $H=15\text{km}$.

Специфични особености на самолети МиГ-29 (МиГ-29УБ):

Самолетът е надлъжно неустойчив при ъгли на атака над 12° .

Това накратко означава, че аеродинамичният фокус в цитирания диапазон от ъгли на атака се разполага пред центъра на тежестта и за нормалното пилотиране е необходима работеща система за подобряване на устойчивостта и управляемостта (АПУС).

Важни ограничения (по методическо пособие за обучение в курса за МиГ-29):

- Еволютивна скорост на $H > 15000m$ $350 km/h$.
- Максимален ъгъл на атака 13° с окачен под тялото резервоар (ПТБ) или ракетен модул на неговото място.
- Приборна скорост $900...1100 km/h$. ($1500 km/h$ без окачвания).
- Максимално число $M = 1.5$ с окачен под тялото резервоар (ПТБ).
- Максимално претоварване с ПТБ $+4$ (стр.8).
- На трансзвукови скорости ($M=0.9..1.1$) при намаляване на скоростта има неустойчивост по скорост от преместването на аеродинамичния фокус напред по средната аеродинамична хорда (САХ) и е много чувствителен на теглещи усилия (стр. 51и 64, 65 от методическото пособие в курса за МиГ-29).

Това са границите, около които теоретично са възможни усложнения в устойчивостта и управляемостта на стратосферния полет с МиГ-29УБ в маньовър за пускане на ракетния модул при $M=1.7$ и $H=15km$.

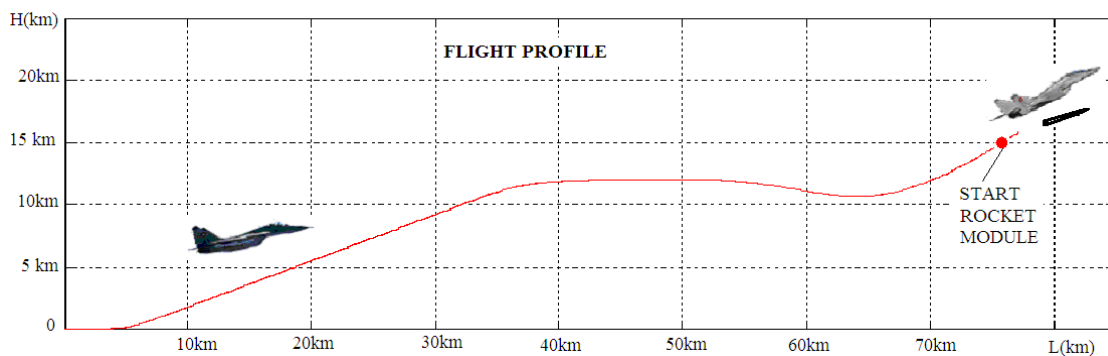
Основна хипотеза на моделирането и анализа

При моделирането се приема като основна хипотеза, че АПУС ще осигури потребната за пилотаж надлъжна устойчивост в диапазона на ъгли на атака над 12° - до критичния ъгъл на атака. При критичен ъгъл на атака (около 30°) самолетът се "сваля на крило".

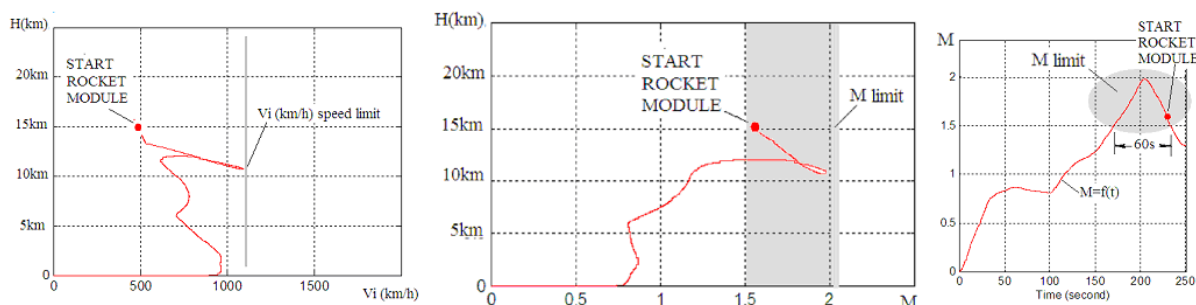
По данни от моделирането в конкретния случай до критичен ъгъл на атака самолетът може да достигне след грешка на пилота, изразяваща се в стремеж на височина около $15km..20km$ да създаде ъгъл на тангажа по-голям от 35° при пусковия режим на ракетния модул [4].

Резултати от моделирането

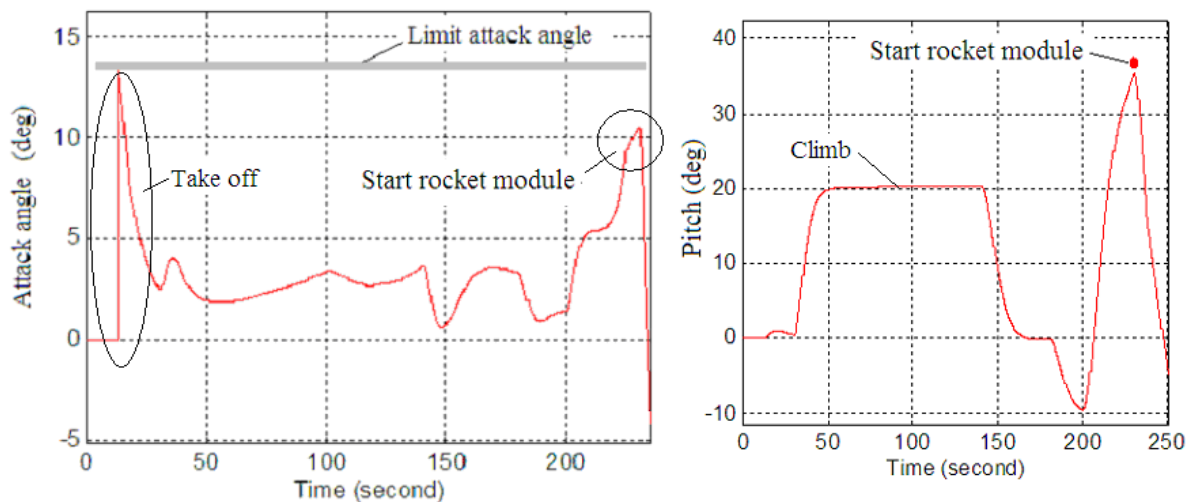
Стартът на космическия ракетен модул става при $M=1.7$ след изпълнение на "горка" до $30^\circ-35^\circ$. Профилът на полета за пусковия маньовър е показан на фиг.3, а на фигури 4 и 5 са показани ограниченията на самолета, съпоставени с данни от моделирането.



Фиг. 3. Профил на траекторията



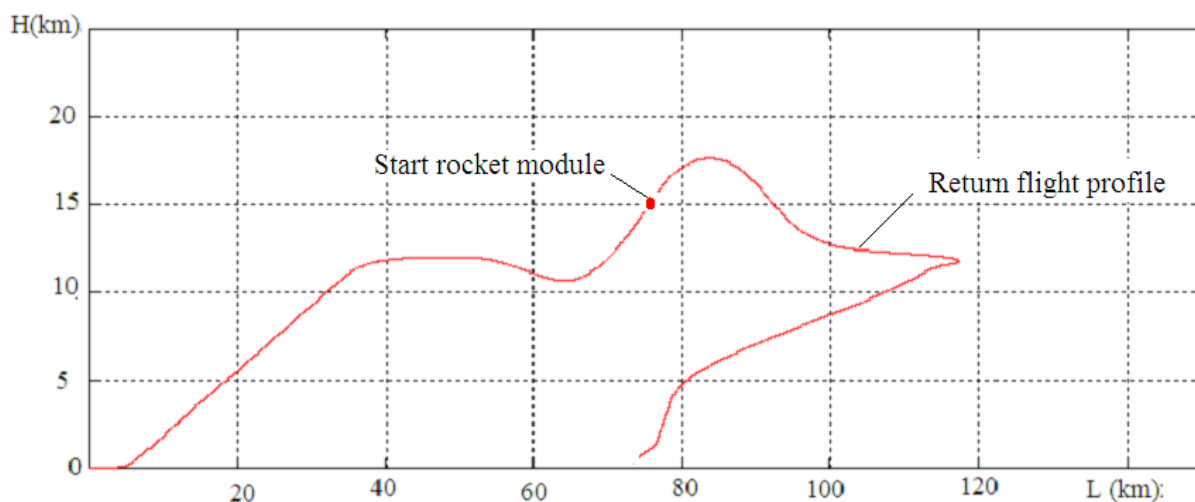
Фиг. 4. Съчетания от приборна скорост и число M с височината на полета по траекторията



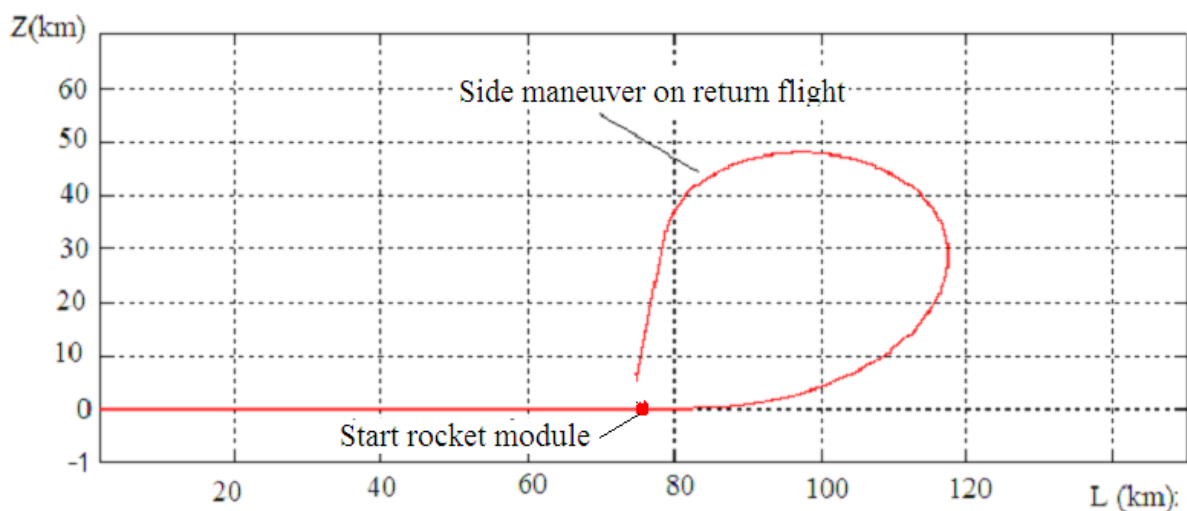
Фиг. 5. Изменение на ъглите на атака и тангажа по време на маньовъра

Максималното претоварване през време на маньовъра на превишава $+4$. Това е и ограничението с външни окачвания - ракетен модул или ПТБ. (нормално за траекторията ускорение до $4g$ при влизане в горка преди старта на ракетния модул).

Завръщането на самолета след старта на ракетния модул условно е моделирано чрез страничен маньовър с ляв наклон (крен) от 30° и снижение до $1000m$ (фигури 6 и 7). При завръщането по моделирания маньовър няма превишаване на ограниченията за самолета без външни окачвания.



Фиг. 6. Профил на полета до извеждането на космическия модул и завръщане на самолета към условно летище (проекция във вертикална плоскост)



Фиг. 7. Страничен маньовър на полета след извеждането на космическия модул и завръщане на самолета към условно летище (проекция в хоризонтална плоскост)

Особености на полета при дозвуков старт за космическия модул

При дозвуков старт на космическия модул ($M=0.9$, $H=15\text{km}$) профилът на полета се различава от моделирания по схемата за свръхзвуков старт ($M=1.7$, $H=15\text{km}$). Отсъства снижението преди кабриране и ускоряването до число $M=2$ (т.н. "гмуркане" от 13km до 10km). Кабрирането преди старта на космическия модул започва от хоризонтален полет или близък до него на $M=1.5$, което е в рамките на допустимото от ограниченията при МиГ-29УБ с ПТБ. Този профил има следните недостатъци от гледна точка на безопасност на полета:

- Стартирането на модула с наноспътник става по време на намаляване на скоростта в целия трансзвуков диапазон ($M=1.1..0.9$), където самолетът има неустойчивост по скорост и може да попадне в "скоростен подхват", ако пилотът не реагира своевременно с преместване на лоста за управление напред (по данни от моделирането при $M=1.1$ в началото на "скоростния подхват").
- Потенциално е възможно "скоростният подхват" на трансзвукови скорости да премине в „сривен подхват“ на големи ъгли на атака и самолетът бързо да излезе на критичен ъгъл на атака. По-безопасно е в дозвуковия старт при кабриране да се ограничи крайният ъгъл на тангажа до $20^\circ-25^\circ$.
- Налага се полетът да бъде изпълняван от двама пилоти (на МиГ-29УБ). Единият следи за развитието на проблемите с неустойчивостта по скорост в трансзвуковата зона, а другият извършва стартирането на ракетния космически модул [4].

Заклучение

• Анализът на резултатите от габаритно-масовите изчисления и моделирането потвърждават теоретичната възможност за използване на самолет МиГ-29УБ като носител на космически ракетен модул за извеждане на наноспътници. Масата и габаритите на този модул зависят от схемата за извеждане и нивото на технологиите. Поради габаритни и масови ограничения е възможно подкачването на космически модули с тристепенна схема за ускоряване и маса от порядъка на $600...1200\text{kg}$, дължина не повече от $4..4,5\text{m}$. По-реалистични са космически модули за 5 kg наноспътници. В разгледаните варианти дължината е изчислена с условна специфична маса на конструкцията 994kg/m^3 , което е характерно за реални ракети (например американската AIM-54).

• Ефективността на космическия ракетен модул (отношение на полезен товар към обща маса) за схемата на КБ "Южное" е от порядъка на 0.86% . Увеличаването на ефективността на ракетната система (например над $1,2...2,5\%$ както е при системите на проектите "ASAT" и "Pegasus") може да се постигне от двигатели с по-висок специфичен импулс (например около 4000 m/s по ISO, което е скоростта на изтичане на газовете от соплото) и относителна маса на горивото от порядъка на 0.86 (86%) и повече, а също и чрез по-рационално разпределение на скоростния диапазон между отделните степени на ракетата, което теоретично е проверено в

изследването. Това е за сега трудна задача и няма открити публикации за малки ракети с такива показатели. Възможно е да са постигнати при най-новите разработки в Русия и САЩ.

- Дозвуковият старт е неизгоден, както от масова ефективност, така и от безопасност на полетите. Може да се практикува от самолети-изтребители с по-малка тяговъоръженост (мапример МиГ-21) с най-малките космически модули, каквато практика има при балистични експерименти в САЩ (suborbital sounding rockets). За тежки космически модули по-подходящи за дозвуков старт са модифицирани транспортни или пътнически самолети.

Литература:

1. Бадягин, А. А., С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Ф. И. Скланский, Н. А. Фомин Проектирование самолетов, изд. "Машиностроение", Москва, 1972 г.
2. Джанколи, Д. Физика - том1 (превод от английски) издателство"Мир"1989 г. стр.246....247 (Douglas C. Giancoli GENERAL PHYSICS Prentice-Hall Inc. 1984)
3. Загорски, Н., Св. Асенов, Система за управление на авиационната безопасност: изисквания, функции, отговорности, XVI Международна научно-техническа конференция по транспортна, строително-пътна и подземно-транспортна техника и технологии, trans&MOTAUTO'09, стр. 100–103.
4. Загорски, Н., Човешкият фактор – основен елемент при декомпозиция на модела 5xM за причините за авиационни произшествия, Шеста научна конференция с международно участие Космос, Екология, Безопасност SES 2013, стр. 174–180.
5. Инженерный справочник по космической технике, ВИ, Москва, 1969 г.
6. Йорданов, Д. В., Възможности на транспортните самолети като платформи за извеждане в орбита на космически обекти, Юбилейна научна сесия „10 години космически проект „Шипка“. Сборник с доклади, С. 1999. стр. 245–250.
7. Йорданов, Д. В. Извеждане на малки изследователски спътници по многостепенна схема от самолет носител, списание "Аерокосмически изследвания в България" бр.12 1996 г., ИКИ-БАН, София.
8. Йорданов, Д. В., П. Гецов, Ст. Гецов. Моделиране и изследване на системата пилот-самолет изд. "Автопринт", Пловдив, 2019 г.
9. Пенев, П. Б. Космос и сигурност, ИК "Витал", Велико Търново, 2014 г.
10. Интернет
<https://hicomm.bg/space/nanospytnici-politat-kym-drugite-planeti.html>
<https://bg.wikipedia.org/wiki/CubeSat>
<https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%9A%D0%A1-172>
https://en.wikipedia.org/wiki/Sounding_rocket
https://en.wikipedia.org/wiki/NASA_Sounding_Rocket_Program
<http://www.svengrahn.pp.se/histind/ASAT/F15ASAT.html>