

## Извеждане на малки изследователски спътници по многостепенна схема от самолет носител

Димитър Йорданов

Институт за космически изследвания, БАН

### Въведение и същност на идеята

На Втория международен астронавтически конгрес в Лондон през 1951 г. Британското междупланетно общество представя концепция за малките спътници, която по-късно в основните си идеи е приложена в американската космическа програма чрез спътниците от типа на „Експлорър“ и „Авангард“.

Днес в условията на комерсиализация на космическите изследвания и на прага на космическата индустриализация тази идея има съвременен звучене, особено за страни без ракетнокосмически потенциал и намиращи се в зависимост от държави с монополно положение в космонавтиката.

Досега спътници и мини-лаборатории с маса 50–200 kg са използвани за технологични експерименти [1], като извеждането им е осъществявано чрез стандартни ракети носители. В редица случаи експериментите с продължителност 5–7 min са провеждани и на части от балистична траектория. Такъв тип космически обекти, а понякога и значително по-големи, освен с ракети, може да бъдат извеждани в орбита и чрез система от самолет носител и ускорителни степени за достигане на необходимата за орбитален полет скорост. Този способ като идея не е нещо ново. Сравнителни оценки на различни схеми и изследване на техните възможности са извършени от редица автори [2, 3]. В тях въпросите са разгледани в техния „проектировъчен вариант“ и на сравнение са подложени главно общата стартова маса и разпределението ѝ.

В частност доказано е [3], че извеждането на космически обекти на базова орбита чрез стартиране от самолет носител е оптимално по маса на полезния товар, ако първата ускорителна степен (от общо две) стартира от носителя на хиперзвукови скорости. Създаването на хиперзвуков носител е все още в идеен етап и самият проект е рисков.

В настоящата разработка се предлага нюанс на такава транспортна аерокосмическа система, която се реализира от намиращи се в експлоатация воен-

ни и граждански самолети и две или три ускорителни степени за космическия обект, които представляват външно фиксиран модул, под или над тялото на самолета носител. Модульт стартира от самолета на дозвуков режим и първата степен ускорява масите след нея (втора, трета степен и космически обект) до хиперзвукова скорост, оптимална за всяка конкретна схема.

След отделянето на първата степен останалите ускорителни степени извеждат обекта на базова орбита. За разлика от варианта с хипотетичен хиперзвуков носител [3], в този тип транспортна система е фиксиран режимът на стартиране на космическия модул — дозвуков, съответстващ на числа  $M=0,85\div 0,9$ , което е по възможностите на всички свръхзвукови самолети от военната авиация. Такъв режим в редица случаи е реализуем и от тежки дозвукови транспортни и пътнически самолети, при които основното преимущество е значително по-големите маси на космическите обекти, които могат да бъдат извеждани в орбита по такава схема, включително пилотируеми миникосмически совалки.

Особеност на прилаганата идея за транспортна система е, че общата стартова маса е лимитирана, а габаритите на окачената външно система от ускорители и космически обект следва да се вписват в предварително приети за всеки конкретен самолет размери, гарантиращи приемливо изменение на летателните характеристики в сравнение с базовия самолет. Това въвежда допълнителни условия в задачата и решаването ѝ най-резултатно става чрез метода на последователните приближения, реализиран на ЕИМ. По такава методика за решение е възможно да се анализират преимуществата и недостатъците на конкретно избран вариант, включващ серийен самолет носител, ускорителни степени с различни типове ракетни двигатели и космически обект с определена маса и габарити.

Успешните изпитания на противосъпътникови оръжия през 1985 г. с американския изстребител F-15 свидетелстват за възможности на самолетите, които заслужават компетентен анализ за използването им като звено в перспективни аерокосмически транспортни системи и за мирни изследователски цели.

### Формулировка на задачата и особености на решението

Максималната маса на космическия обект, която може да бъде изведена в орбита от самолет носител чрез няколко ускорителни степени е критерий, по който е възможно да се извърши оценка за пригодността на конкретен самолет за използване като елемент от аерокосмическа транспортна система. Този показател зависи освен от възможностите на носителя, но и от състава на схемата, типа на двигателите и използваните горива на ускорителните степени, режимите на полета, при които се извършва разделяне на елементите от многостепенната схема. За принципен анализ на различни схеми задачата може да бъде формулирана като:

1. Определяне на максималната маса на космическия обект, която може да бъде изведена в базова орбита с предварително зададени параметри и конкретен самолет носител.
2. Определяне на оптималните режими на разделяне на отделните елементи от многостепенната схема.
3. Избор на вариант, съобразен с габаритните ограничения на самолета носител.

В проектирането на многостепенни схеми за извеждане на космически обекти от хипотетичен самолет носител се използват зависимости за разчет на масата [3], които са изведени на базата на класическата формула на Циолковски. Те представляват връзка между най-важните масови, конструктивни и енергетични характеристики на системата, по които може да се направи обосновано заключение за реалността на всеки проект. Масата на „ $i$ “ елемент от схемата в предлагания способ се определя по следната формула:

$$(1) \quad m_i = \left( \frac{\bar{m}_{RF}}{\bar{m}_{RF} - 1 + \frac{1}{e \frac{\Delta V_i + \Delta V_{L_i}}{J}}} - 1 \right) m_{C_i},$$

където  $m_i$  е маса на „ $i$ “ ускорител, kg;  $m_{C_i}$  — натоварване на „ $i$ “ степен, kg;  $J$  — специфичен импулс на двигателя, m/s;  $\Delta V_i$  — диапазон от скорост, който следва да бъде реализиран от ускорителя, m/s;  $\Delta V_{L_i}$  — загуба на скорост от аеродинамично съпротивление и земно притегляне, m/s;  $\bar{m}_{RF}$  — относителна маса на потребното гориво в ракетната ускорителна степен.

Във формулите нивото на технологиите е заложено чрез значенията на относителната маса на необходимото гориво  $\bar{m}_{RF}$  за всяка степен и специфичния импулс на ракетните двигатели  $J$ . Тези две характеристики днес са достигнали стойности, които позволяват да се създават относително леки и ефективни ускорителни системи, които по габарити и маса да са по възможностите на серийните самолети за транспортиране като външно окачен товар до някаква гарантирана скорост, от която да стартират и ускорят космическия обект до параметри на устойчива околоземна орбита. Тези величини се задават като начални условия. Изменението им за определен тип двигатели и горива варира в известни граници. Стойности на  $\bar{m}_{RF}$  от порядъка на 0,8—0,96 вече са достигнати.

От гледна точка на носителя най-изгоден режим е дозвуковият, при който не е необходимо значително доработване, а аеродинамичното съпротивление, породено от външно окачения товар, е преодолимо с наличните двигатели на носителя и с приемливо количество гориво.

Броят на ускорителните степени определя диапазона от скорост  $\Delta V_i$ , който е третата величина, обвързана с  $\bar{m}_{RF}$  и  $J$  във формула (1). Загубите от скорост  $\Delta V_{L_i}$  за всяка степен се определят като функция от скоростта, при която се включват двигателите на степенята и се отделят предшестващите я степени. На базата на данни от [3] загубите от скорост за тристепенна ускорителна система се апроксимират от зависимостите:

$$(2) \quad \begin{aligned} \Delta V_{L_3} &= 1800 e^{\left(\frac{V_{st_3}}{1800}\right)}, \\ \Delta V_{L_2} &= 1800 e^{\left(\frac{V_{st_2}}{1800}\right)} - \Delta V_{L_3}, \\ \Delta V_{L_1} &= 1800 e^{\left(\frac{V_{st_1}}{1800}\right)} - \Delta V_{L_3} - \Delta V_{L_2}, \end{aligned}$$

където  $V_{st}$  е скорост, от която се включват двигателите на „i“ степен и се отделят отработилите предшествващи елементи от схемата.

Сумата от загубите на скорост за всички ускорители и носителя не превишават обикновено 22—25% от първа космическа скорост.

Реалността на подбора на начални данни ( $\bar{m}_{RF}, J, \Delta V_i$ ) при моделно изследване се проверява по условието

$$(3) \quad \bar{m}_{RF} - 1 + \frac{1}{e^{\frac{\Delta V_i + \Delta V_{L_i}}{J}}} > 0.$$

Неизпълнението на това условие показва, че с подбраните данни за специфичен импулс  $J$  и относителна маса  $\bar{m}_{RF}$  на ракетното гориво не може да се реализира планираният диапазон от скорост  $\Delta V_i$  чрез ускорителя.

От друга страна, самолетът носител налага свои ограничения. За да се осъществи излитане и ускоряване на самолета носител до скоростта на стартиране на космическата система, е нужно общата маса да бъде в рамките на максималната за даден тип самолет, което е възможно ако космическият модул като маса се вмести в ограниченията за сметка на намаляване на горивото и натоварването (комерческо или военно), което е способен да носи самолетът по основното си предназначение. При такава постановка, задачата за разчет на масите може да се счита за решена, ако бъде изпълнено условието

$$(4) \quad m_0 - m_e - m_p - m_{RZ} - m_{PF} \geq \sum m_i - m_{sat},$$

където  $m_e$  е маса на празния самолет;  $m_0$  — максимална излетна маса на самолета;  $m_p$  — маса на екипажа;  $m_{RZ}$  — резерв от маса (5% от излетната маса на носителя);  $\sum m_i$  — сумарна маса на ускорителните степени;  $m_{sat}$  — маса на космическия обект;  $m_{PF}$  — маса на горивото, потребно за излитане, ускоряване, маневриране и завръщане на носителя след изпълнение на задачата.

В редица случаи освен ограничения по маса се налагат и габаритни ограничения за ускорителите.

За конкретната постановка на задачата максималната маса на космическия обект, която може да бъде изведена в орбита, зависи от разпределението на скоростния диапазон от старта на модула ( $M=0,9$ ) до първа космическа скорост между отделните ускорителни елементи на схемата. Скоростният диапазон на първата ускорителна степен влияе най-силно върху общата маса на космическия модул. Поради това е необходимо да се определят оптималните режими за прекратяване работата на първата ускорителна степен и нейното отделяне от относителните елементи на космическия модул. Чрез нея космическият модул след отделяне от носителя преодолява трансзвуковия диапазон, характеризиращ се с максимално натоварване на системата. По време на работа на първия ускорител са и най-големите загуби от скорост по формула (2). Ако ускорителите са три, последните два ускорителя е целесъобразно да си поделят по равно останалия диапазон от скорости. По този начин се опростява оптимизацията без съществен ущърб за максималната маса на космическия обект. Ако се наложи допълнително ограничение поради габаритни съображения, то вариантът става най-изгоден при оптималния режим на отделяне на първата ускорителна степен.

За самолета носител масата на горивото  $m_{PF}$  се определя по данните за конкретния самолет чрез инженерно-щурманския разчет. Възможно е да се използват и зависимости за относителната маса на потребното гориво за ускоряване на самолета носител до скорост на стартиране на първия ускорител [3]

$$(5) \quad \bar{m}_{PF_1} = \frac{(H_{st_1} + V_{st_1}^2/2g)C_{p_{st_1}} \frac{\bar{P}_0 K_{st_1}}{\bar{P}_0 K_{st_1} - 1}}{1300V_{st_1}}$$

където  $\bar{P}_0$  е тяговъоръженост на носителя при излитане;  $H_{st_1}$ ,  $V_{st_1}$  — височина,  $m$  и скорост на старта,  $m/s$  на първия ускорител;  $C_{p_{st_1}}$  — специфичен разход на гориво на двигателите на носителя при режим на старта на първия ускорител (дозвуков режим  $M=0,85-0,9$  за предлагания способ);  $K_{st_1}$  — аеродинамично качество на самолета носител с външно окачени под тялото или качени над тялото ракетни ускорителни степени и космическия обект (за дозвукови режими обикновено качеството при такава компоновка не надвишава 6—8 за повечето серийни самолети). При известна излетна маса на самолета носител  $m_0$  и маса на празния самолет с помощта на изчисленото в (5) значение на относителната маса на горивото  $\bar{m}_{PF_1}$  може приблизително да бъде определена масата на горивото  $m_{PF}$  за носителя

$$m_{PF} \approx \bar{m}_{PF_1} m_0 + 0,075(m_0 + \bar{m}_{PF_1} m_0)$$

Резервът от маса  $m_{RZ}$  по условие (4) е за доработки или гориво, а също така и за евентуални допълнителни ускорители към самолета носител (за излитане или достигане на гарантирана скорост за пускане на първата ускорителна степен).

Целесъобразният ред за разчет е:

1. Определяне на оптималното число  $M$  за включване на втората ускорителна степен и отделяне на първата отработила степен за всеки отделен вариант. То съответства на скорости от хиперзвуковия диапазон. При такъв вариант абсолютната маса на космическия обект е максимална в рамките на възможностите на носителя.

2. Разчет на масите на ускорителните степени и горивото за самолета носител при зададена маса на космическия обект, стартиране на космическия модул на числа  $M=0,9$  от носителя и работа на първата ускорителна степен до оптималния хиперзвуков режим. Задаваната маса на космическия обект трябва да бъде по-малка или най-много равна на максималната, определена в т. 1 за всеки вариант. Обикновено задаването на по-малки маси е свързано с габаритни съображения.

## Резултати и изводи

Предлаганият метод за анализ е приложен за определяне възможностите на свръхзвуковия стратегически разузнавач SR-71. Височината на орбитата е 200 km, стартирането на космическия модул от носителя става на 20 km при число  $M$  на полета — 0,9. Оптималното число  $M$  на полета, при което става отделяне на първата отработила степен, зависи от използваните горива за ракетните двигатели, от броя на степените и тяхната комбинация. Самолетът SR-71 има принципиални разчетни възможности да изведе на орбита следните полезни маси:

1. При тристепенна ускорителна система на космическия модул, с течноракетни двигатели, работещи на водород и кислород, притежаващи достигнатите към момента специфични импулси на теглителната сила  $J=4500$  m/s, ма-

сата на спътника може да достигне 1075 kg. Прието е за всички разчети, че масата на ракетното гориво е 80% от общата маса на всяка степен ( $\bar{m}_{RF}=0,8$ ). Този показател за нивото на технологиите, материалите и свършенството на конструкцията е достигнат през 60-те години. Оптималното число  $M$  на полета, при което се определя първата степен, е  $M=7$ .

2. При двустепенна схема и същите показатели за технологично ниво оптималното число  $M$  на полета, при което се отделя първата степен, е  $M=11,5$ , а максималната маса на спътника е 770 kg.

3. При използване на ракетни двигатели с твърдо гориво за тристепенна схема максималният полезен товар, който може да бъде изведен в орбита от SR-71, е 65 kg. Оптималното число  $M$  на полета, при което се отделя първата отработила степен, е  $M=7$ .

4. При тристепенна схема, в която първата степен работи на твърдо гориво, а останалите на течен (водород—кислород), оптималното число  $M$  за отделяне на първата степен е  $M=4,5$ , а максималният полезен товар, извеждан в орбита, е 661 kg.

От приведените разчетни данни е ясно, че от всякаква гледна точка (включително и екологична) най-перспективни са модули с течноракетни двигатели, работещи на водород и кислород. Съществен съдържащ фактор при тях засега са значителните трудности, свързани със съхранението, зареждането, топлинната изолация на резервоарите за гориво и окислител. Габаритите, поради ниската плътност на течния водород, също не са благоприятни от аеродинамична гледна точка. Например размерите на космически модул за спътник с маса 1075 kg са съизмерими с тялото на самолета. В практиката на транспортните операции с елементи на космическа техника са известни и случаи с габаритни товари, значително превишаващи размерите на самолетното тяло, но тяхната мисия е била само транспортна. Ако се възприемат идеите на концепцията на малките спътници, то е целесъобразно да се ограничи тяхната маса до 200 kg. При такива условия масата и размерите на космическите модули с течноракетни двигатели са напълно приемливи за осъществяване на старт от самолет носител. Например модул за 100 kg спътник по тристепенна схема е с размерите на гондолата на двигател за самолет SR-71 и е най-целесъобразно той да бъде поставен между двата вертикални стабилизатора над тялото на SR-71.

Разчетите показват, че чрез оптимизирани космически модули с двигатели, работещи на течен водород и течен кислород и високи стойности на специфичния импулс, могат да бъдат изведени малки спътници дори с по-леки самолети от SR-71 (излетна маса 63,5 t).

Габаритите на космически модул, съставен от два ускорителя и космически обект с маса 20—50 kg, при такива условия са сходни с габаритите на окачваеми резервоари или ракети „въздух—повърхност“ и ускоряването им до високи дозвукови скорости не представлява проблем за носителя.

Разработването на такива системи има двойно приложение — за мирни и военни цели. Вместо малък спътник, самолетите с излетна маса над 30 t обикновено могат да бъдат и носители на противоракетни и противоспътникови системи.

### Технологични предимства на схемата

Проектирането на космически модул за стартиране от самолет носител на високи дозвукови скорости ( $M=0,9$ ) има това предимство,

че създава относителна независимост на модула от носителя. Това е така защото оптималните режими за прекратяване на работата на първата ускорителна степен и нейното отделяне се определят само от параметрите на ускорителните степени с ракетни двигатели. При оптимални режими общата маса на ускорителните степени е минимална и затова такъв режим се приема за проектировъчен по отношение на космическия модул.

Единственото условие, което обвързва носителя и космическия модул, е условието общата маса на космическия модул да не превишава възможната за всеки самолет външно окачена маса, която той ускорява до  $M=0,9$ . Тази маса за всеки самолет носител предварително може да бъде определена като разлика между максималната излетна маса и сумата от: масата на празния самолет, екипажа, предвидения резерв (до 5% от излетната маса) и потребното за случая гориво (15–20 % от излетната маса на носителя).

Относителната независимост се състои в това, че към носителя могат да бъдат подбрани подходящи космически модули, които въобще могат да бъдат стандартизирани, примерно за космически обекти с маса 25, 50, 75 kg.

Второ технологично предимство е, че веднъж създаден космическият модул да стартира от носителя на дозукови скорости ( $M=0,9$ ), той може да стартира и на свръхзвукови, ако размерите му не създават аеродинамични проблеми на носителя и той може да достигне свръхзвуковите скорости при приемливи натоварвания за самия него. По такъв начин може с един и същ космически модул да бъдат извеждани и спътници с малко по-големи маси или да се влияе на параметрите на орбитата им.

## Л и т е р а т у р а

1. Г е т л а н д, К. Космическая техника. М., Мир, 1986.
2. М а р т и н, Дж., Дж. Н а ф т э л, Р. Т е р р и ц и а н и. Двигательные установки ракет-носителей повышенной готовности к взлету. — Аэрокосмическая техника, 1987, № 6.
3. Б а д я г и н, А. А., С. М. Е г е р, В. Ф. М и ш и н, Ф. И. С х л я с к и й, Н. А. Ф о м и н. Проектирование самолетов. М., Машиностроение, 1972.

Постъпила на 12. I. 1995 г.

### Bringing to orbit of small research satellites by the multistage scheme from an airplane-carrier

*Dimitar Iordanov*

(S u m m a r y)

Modern airplanes and level of rocket technics make it possible to bring to base around-the-earth orbit research satellites of mass which is up to the requirements of the "small satellites" notion, according to the British Interplanetary Society concept, suggested at the Second International Astronaut Congress in London, 1951. The subject of the present paper is estimation of the potentialities of the airplane carrier — acceleration stages system. By using the classical method of multistage space transport systems calculation and introduction of airplane-imposed restrictions, the problem can be solved by the successive iterations method. By the

developed iterative mathematical model, the potentialities of schemes of different types of airplanes and acceleration stages have been studied. In the paper, the chief factors have been evaluated and conclusions have been drawn about the most adequate versions and regimes of implementation of the idea through airplanes in batch production.

This sort of technology has a number of advantages over the classical rocket start, especially when referring to small satellites. Modern astronautics which is getting more and more commercialized, demands the development of such non-conventional schemes of space transport systems, which should find their own niche among the rest. Their chief economic advantage lies in their independence on start complexes as well as on countries-monopolists in astronautics.

Напредване на формиранието

на изследователския поток

ОТ РАБОТНИ

Виктор Баранов, Христо Христов\*

Красимир Бонджиев, Станчо Иванков\*\*

\* Институт за космически изследвания, София

\*\* Институт за космически изследвания, София

\*\*\* Институт за космически изследвания, София

Изследванията в областта на космическите изследвания през последните години са били изключително интензивни. Това се дължи на нарастващото значение на космическите изследвания за развитието на науката и икономиката.

Важно място в развитието на космическите изследвания заемат изследванията в областта на ракетния двигател. Това се дължи на нарастващото значение на ракетния двигател за развитието на космическите изследвания.

Изследванията в областта на ракетния двигател са били изключително интензивни. Това се дължи на нарастващото значение на ракетния двигател за развитието на космическите изследвания.

Изследванията в областта на ракетния двигател са били изключително интензивни. Това се дължи на нарастващото значение на ракетния двигател за развитието на космическите изследвания.