

При развертывании орбитальных группировок большой мощностью одной из ключевых проблем является стоимость пусковых услуг. В статье представлены оценки стоимости пусковых услуг на примере российских РН, рассмотрены особенности формирования спутниковых группировок Iridium, OneWeb, Starlink и делается попытка систематизации методов снижения стоимости пусковых услуг, в частности за счет использования двигателей малой тяги, а также внешних возмущающих воздействий, переводимых в разряд управляющих

# Пути снижения стоимости пусковых услуг при формировании многоспутниковых группировок на низких орбитах

**W**ays to reduce the cost of launch services in the formation of multi-satellite constellations in low earth orbits



**Валентин Анпилов**

Заместитель генерального директора ЗАО «ВИСАТ-ТЕЛ», к.т.н., доцент

**Valentin Anpilov**

Deputy General Director, JSC VSAT-TEL, Ph.D., associate professor



**Андрей Гриценко**

Генеральный директор АО «Информационный Космический Центр «Северная Корона», к.т.н.

**Andrey Gritsenko**

General Director of JSC Information Space Center «Severnaya Korona», Ph.D.

**Ключевые слова:** пусковые услуги, многоспутниковые группировки, LEO

**Keywords:** launch services, multi-satellite constellations, LEO

**С** первых запусков искусственных спутников Земли (ИСЗ) для их выведения и развертывания на целевой орбите, как правило, использовалась одна ракета-носитель (РН), которая могла включать дополнительную ступень, разгонный блок, апогейный двигатель и т.д. Действительно, число спутников в составе полезной нагрузки (ПН) составляло от одного до нескольких единиц, и, как правило, все они выводились в одну орбитальную плоскость. Такой метод развертывания получил условное обозначение «одна РН — одна плоскость».

Необходимость в обеспечении достаточно высоких рабочих углов места видимости спутников и небольшой задержки в прохождении сигнала привела к разработке ряда систем на LEO с орбитальными группировками (ОГ) большой мощности [1]. Структура таких орбитальных группировок включает десятки плоскостей, при этом в каждой плоскости размещаются десятки

When deploying high-capacity orbital constellations, one of the key issues is the cost of launch services. The article presents estimates of the cost of launch services on the example of Russian launch vehicles, considers the features of the formation of satellite constellations Iridium, OneWeb, Starlink, an attempt is made to systematize methods for reducing the cost of launch services, in particular, through the use of small thrust engines, as well as external disturbing influences, which are translated into the category of managers



малых космических аппаратов (КА). Однако в этом случае использование принципа “одна РН — одна плоскость” приводит к чрезвычайно высокой стоимости развертывания таких ОГ, так как требует десятков запусков РН. Это, безусловно, приводит к снижению рентабельности спутниковой системы. Следовательно, необходим другой подход к развертыванию ОГ большой мощности.

## Участки выведения и разведения

Под участком выведения в данном случае будем понимать траекторию движения полезной нагрузки РН, определяемую работой ступеней, разгонных блоков, апогейных двигателей и т.д. Под участком разведения — траекторию движения КА или группы КА, определяемую работой их собственной двигательной установки, направленной на выход в заданную позицию целевой орбиты.

Наиболее распространенная схема выведения на любые типы околоземных орбит, как правило, включает два основных этапа. На первом этапе РН выводит груз (головной блок) на низкую опорную круговую орбиту высотой 200...300 км. На втором, при необходимости, полезная нагрузка доводится на целевую орбиту (LEO, МЕО, НЕО, GEO) путем однократного или многократного включения разгонного блока и/или апогейного двигателя. Так, например, выведение трех спутников “Гонец” на LEO высотой 1500 км и одного спутника “Скиф-Д”

на средневысотную орбиту (8070 км) было выполнено с опорной орбиты путем нескольких относительно коротких включений разгонного блока (РБ) “Фрегат”. Далее, на этапе разведения, три спутника “Гонец” самостоятельно выполнили корректирующие маневры для выхода на свои позиции круговой орбиты. Графики изменения большой полуоси, построенные по данным каталога NORAD, а также финальное положение КА на орбите представлены на рис. 1.

Однако условия работы двигательной установки (ДУ) на первом и втором этапах выведения существенно различаются.

На первом этапе двигательная установка РН должна обеспечить подъем всей массы ракеты-носителя, включая головной блок, и вывод этого груза на опорную орбиту с достижением достаточно высокой конечной скорости (около 7,8 км/с для высот 200...300 км). При этом придется преодолевать гравитационную силу притяжения Земли и торможение атмосферы, а двигатели должны работать в наиболее экономичном режиме — непрерывно, с максимальной тягой. Второй этап — это, по сути, уже орбитальное движение, так как атмосферные потери скорости достаточно малы. При орбитальном движении любые маневры осуществляются путем коррекции орбиты. А коррекцию орбиты можно выполнить как маршевой ДУ (в составе разгонного блока), обладающей значительной тягой, так и двигателями малой тяги.

## Маршевые двигатели и двигатели малой тяги

Ключевыми параметрами любых ракетных двигателей являются: тяга  $P$  (выраженная в Н), удельная тяга  $I$  (м/с или с), а также энергопотребление, вес, надежность и габариты.

Тяга  $P$  — это сила, которую развивает ракетный двигатель. Удельная тяга  $I$  — это отношение тяги к массовому (тогда размерность “м/с”) или весовому (тогда размерность “с”) расходу рабочего тела. Параметр  $I$ , по сути, характеризует то, насколько эффективно расходует рабочее тело ДУ для создания нужной тяги. Эти два параметра технологически конфликтуют: ДУ с большой тягой (маршевый), как правило, обладает меньшей удельной тягой по сравнению с другим типом ДУ, обладающим малым значением тяги. Так, тяга маршевого ДУ может составлять до  $10^6$  Н и выше, в то время как у двигателя малой тяги (ДМТ) — около 1 Н. Однако удельная тяга ДМТ может быть более 30 тыс. м/с, в то время как маршевого — около 2 тыс. м/с.

Выбор двигателя для прохождения первого этапа развертывания однозначен: потребуется маршевый двигатель, обладающий большой тягой. Так как эффективность расходования рабочего тела в таких ДУ не самая высокая, то и рабочего тела потребуется достаточно много.

А вот в выборе ДУ для второго этапа могут быть варианты. С одной стороны, можно также использовать маршевый ДУ, который обеспечит максимально быстрый перевод груза с опорной орбиты на целевую. И если главный критерий — оперативность, то выбор здесь практически однозначен. Однако потребный запас рабочего тела ДУ (а значит, и массы выводимого груза) можно существенно сократить, если использовать более эффективный в этой части ДМТ, тем более что на малых КА, как правило, и используются ДМТ. Ключевой момент: величины тяги ДМТ должно быть достаточно как минимум для парирования тормозящего влияния атмосферы на опорной орбите.

В качестве примера. Как можно вывести спутник массой 5 т на геостационарную орбиту, если макси-

## Разведение трех спутников “Гонец” по своим позициям на орбите

а) коррекция значения большой полуоси орбиты  
б) финальное положение на орбите

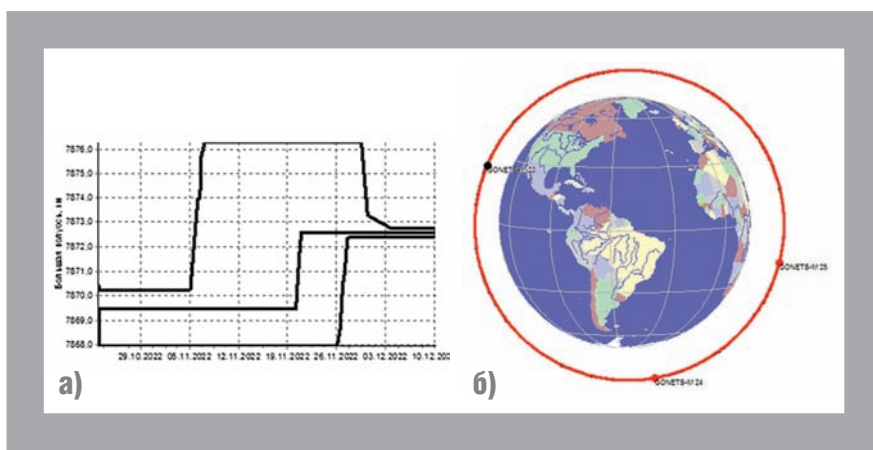


Рис. 1

# 82 Пример стоимости запуска КА массой 50 кг на полярные орбиты высотой 750 км

РН	Стоимость запуска, млн руб.	Масса полезной нагрузки (брутто), кг	Масса адаптера и блока отделения КА, кг	Число КА (брутто)	Число КА (нетто)	Эквивалентная стоимость запуска КА, млн руб.
“Рокот” с РБ “Бриз”	1037	1400	200	24	22	47,1
“Ангара 1.2” с агрегатным модулем	1769	2500	250	45	38	46,5
“Союз 2.16” с РБ “Фрегат”	2135	5100	600	90	72	29,6

**Таблица 1**

мум, на что способны РН с космодромов “Байконур” и “Восточный”, — это около 4 т? Правильно — на одном из этапов выведения использовать ДМТ. Длительность выведения больше, но топлива тратится меньше. Один из таких вариантов представлен в [2]. И в том, и в другом случае оператор теряет деньги. В первом случае — переплата за оперативность развертывания. Во втором — потери от задержки ввода спутников в эксплуатацию. Какой из вариантов более предпочтителен — решать, конечно, оператору. Нужно отметить, что существует достаточно много разновидностей ДМТ. В некоторых из них высокая эффективность достигается в том числе и за счет использования электроэнергии (например, электроракетные ДМТ). При этом потребляемая мощность может быть значительной.

## Ракеты-носители и космодромы запуска

Какую РН выбрать для выведения группировки малых КА (МКА) на опорную орбиту: легкого, среднего, тяжелого или сверхтяжелого класса? Здесь также работает известный принцип: оптом дешевле. В качестве примера в табл. 1 представлена предварительная оценка приведенной (эквивалентной) стоимости запуска одного КА в составе группового запуска российских РН разного класса.

Как видно из табл. 1, с ростом грузоподъемности стоимость запуска РН возрастает. Однако приведенная стоимость запуска одного спутника при этом существенно снижается. Это означает, что для

снижения стоимости создания орбитальной группировки спутников целесообразно использовать РН более тяжелого класса и предварительный групповой вывод КА на опорную орбиту. Именно так и предполагается развертывание орбитальной группировки системы Starlink второго этапа — с использованием РН сверхтяжелого класса Starship (запуск сразу до 400 КА).

Однако на каждом из космодромов есть стартовые комплексы только определенных типов РН. Поэтому необходим выбор именно пары “РН — космодром”.

Одна из ключевых характеристик космодрома — это допустимые ази-

муты запусков. Дело в том, что при выведении нужно обеспечить такой азимут запуска, чтобы не выполнять коррекцию наклонения орбиты. А наклонение орбиты (i), азимут запуска (Az) и широта (φ) положения стартового комплекса связаны между собой следующей зависимостью:

$$\sin(A_z) = \frac{\cos(i)}{\cos(\phi)}$$

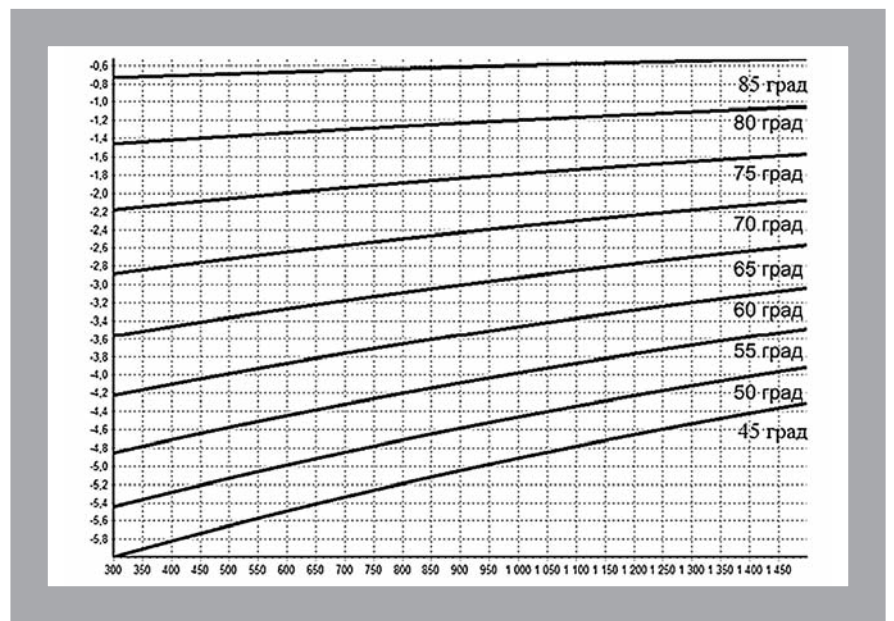
Учитывая, что для каждого космодрома существует трубка допустимых азимутов, выбор пары “РН — космодром” несколько усложняется.

Кроме того, в момент старта РН уже имеет начальную скорость, определяемую широтой положения и угловой скоростью вращения Земли. Для космодромов “Плесецк” и “Байконур” скорость составит 212 м/с и 317 м/с соответственно. На экваторе — 465 м/с. Для большинства наклонных орбит это бесплатное дополнение. Но при запуске на полярные орбиты РН придется компенсировать эту скорость.

## Разведение спутников по рабочим орбитам

Для перевода спутников с опорной орбиты на рабочие необходимо провести коррекцию параметров орбит. При этом два параметра,

**Скорость дрейфа ДВУ (град/сутки) в функции высоты орбиты (км) для табулированных значений наклонения (от 45 до 85 град. с шагом 5 град.)**



**Рис. 2**





определяющие положение плоскости орбиты в пространстве (долгота восходящего узла и наклонение), требуют значительных энергетических затрат в случае выполнения такой коррекции.

Чтобы не проводить коррекцию наклонения, необходимо правильно подобрать азимут выведения РН на опорную орбиту. Но что делать, если группа спутников должна размещаться в разных плоскостях орбитальной группировки? Ключевым фактором в данном случае становится использование внешних природных сил и моментов. Основным принципом — коррекция энергоемких параметров орбиты путем изменения других, неэнергоемких параметров.

### Несферичность Земли

Нецентральность гравитационного поля Земли (ГПЗ) вызывает прецессию линии узлов (пересечение плоскостей орбиты и экватора), или, другими словами, дрейф ДВУ с угловой скоростью [3]:

$$\omega_1 = -\frac{3}{2} I_2 R_e^2 \sqrt{\frac{\mu}{(h + R_e)^7}} \cos(i),$$

где

$I_2 = 0,00108228$  — коэффициент потенциала ГПЗ;

$R_e$  — радиус Земли, м;

$\mu$  — гравитационный параметр Земли ( $3,98602 \cdot 10^{14}$ ),  $\text{м}^3/\text{с}^2$ ;

$h$  — высота орбиты, м;

$i$  — наклонение орбиты, град.

На рис. 2 представлены графики значений угловой скорости дрейфа ДВУ в функции высоты орбиты для табулированных значений наклонения (от 45 до 85 град. с шагом 5 град.). Из рисунка следует, что, меняя высоту и/или исходное наклонение орбит, можно со временем выставить требуемые углы между плоскостями при одном и том же наклонении. Этот принцип уже используется на этапах разведения спутников по рабочим орбитам в системах Starlink и OneWeb.

### Гравитационное влияние Луны и Солнца

Возмущения, вызываемые гравитационным воздействием Луны и Солнца, обеспечивают прежде всего дополнительную составляющую в дрейф ДВУ.

## Групповой запуск спутников Iridium от 25.06.2017 (2017–039)

а) долгота восходящего узла, град.

б) высота орбиты

в) наклонение орбиты

г) результирующая структура ОГ

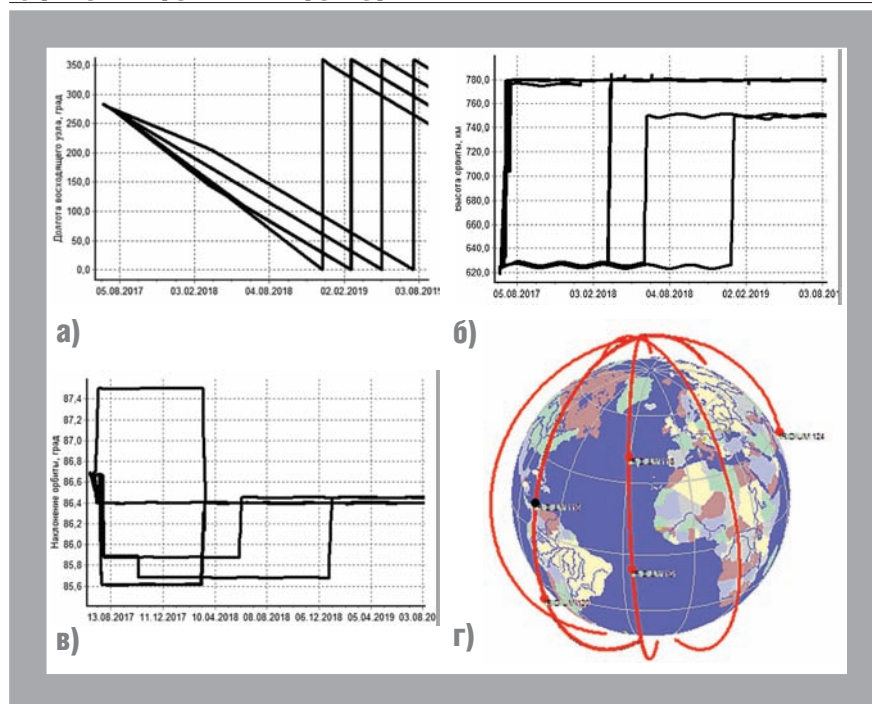


Рис. 3

### Атмосфера Земли

Под влиянием сопротивления атмосферы высота орбиты монотонно убывает, а средняя скорость движения растет. Изменение среднего радиуса орбиты за один виток составляет [3]:

$$\Delta r = -4\pi C \rho r^2_{\text{ср}},$$

где

$C = 0.5 C_x \frac{S_M}{m}$  — баллистический коэффициент КА;

$\rho$  — плотность атмосферы в точке положения КА;

$C_x \approx 2...2,5$ ;

$S_m$  — площадь миделева сечения КА;

$m$  — масса КА.

Из этого следует, что, изменяя площадь Миделя, например, путем программных разворотов КА (поскольку он не является сферой) или путем развертывания дополнительных плоских поверхностей (“парусов”, “шаров” и др.), можно менять баллистический коэффициент и, соответственно, скорость изменения высоты орбиты.

Кроме того, возмущающее ускорение от вращающейся (захваченной Землей) атмосферы вызывает прецессию плоскости орбиты вокруг линии узлов. При этом сам узел орбиты не смещается, но плоскость орбиты стремится совпасть с плоскостью экватора, когда наклонение станет равным нулю. Скорость изменения наклонения в данном случае крайне мала, что затрудняет использование данного фактора для коррекции орбиты по наклонению.

### Солнечный ветер

Световое давление Солнца может приводить к изменению как наклонения, так и долготы восходящего узла. Для использования этого фактора необходимо развертывание плоских поверхностей, в пределе — парусов. Здесь очевидна связь размера паруса с баллистическим коэффициентом спутника. Возможно, что конструкция в виде управляемого паруса сможет комбинировать сразу две силы: сопротивление атмосферы и давление солнечного света.

# 84 Групповой запуск спутников OneWeb от 14.10.2021 (2021–090)

- а) долгота восходящего узла, град.
- б) высота орбиты
- в) наклонение орбиты
- г) результирующая структура ОГ

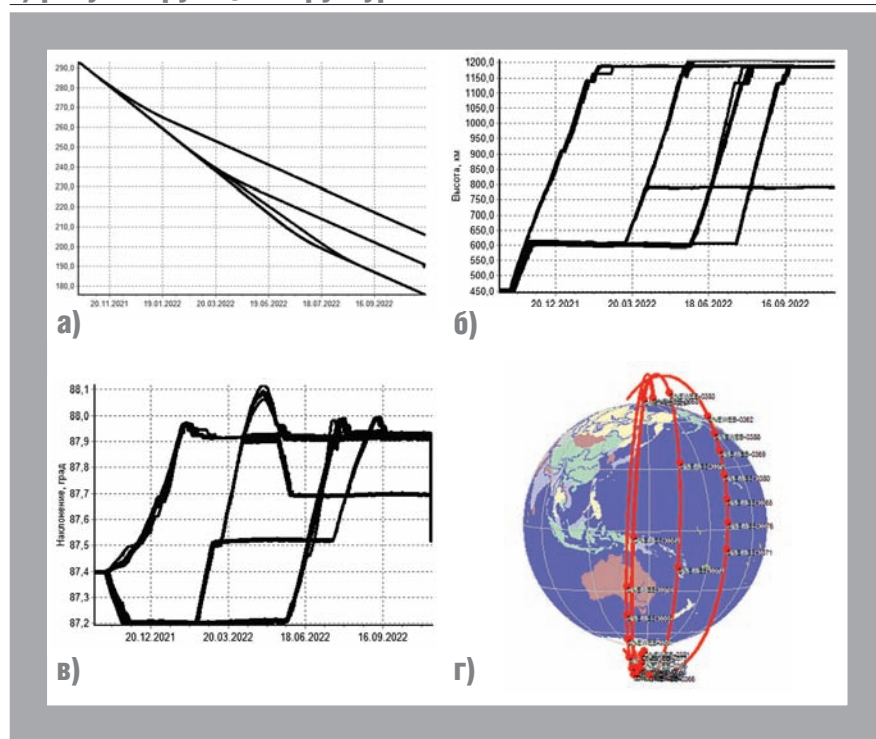


Рис. 4

## Примеры развертывания орбитальных группировок

### Система Iridium

Орбитальная группировка системы подвижной спутниковой связи Iridium содержит шесть плоскостей по 11 спутников в каждой плоскости. Угол между плоскостями выдерживается равным 31,6 град. Высота орбиты составляет около 780 км, наклонение 86,4 град. Развертывание системы первого этапа состоялось в 90-е гг., развертывание системы второго этапа прошло в период с 2017 по 2019 г.

Нужно отметить, что каждый запуск имел определенные отличия, но общий подход был таким: групповым запуском 10 КА выводились на высоту 620 км. Далее путем коррекции высоты и частично наклонения орбиты спутники разводились по “своим” плоскостям (их число доходило до четырех) на орбиты высотой 750 и 780 км.

В качестве примера на рис. 3 представлены графики изменения основных параметров орбиты группировки в составе 10 КА, запущен-

ных 25.06.2017 (международный номер запуска 2017–039).

На рис. 3а представлены графики изменения ДВУ плоскостей орбит всех десяти КА. Из рисунка видно, что плоскости орбит спутников, изначально совпадавшие, после изменения высоты положения (рис. 3б) стали расходиться по долготе восходящего узла из-за разной скорости дрейфа. При этом для ускорения процесса незначительно (до 1 град.) менялось и наклонение орбиты (рис. 3в).

Время формирования каждой новой плоскости составляло около трех месяцев. Таким образом, время формирования четырех плоскостей составило больше года. Структура финишной ОГ представлена на рис. 3г.

### Система OneWeb

Орбитальная группировка спутниковой системы широкополосного доступа OneWeb должна включать 18 плоскостей по 36 спутников в каждой плоскости. Высота орбиты составляет около 1220 км, наклонение 87,9 град. Развертывание ОГ

системы началось в 2019 г. запуском первых шести спутников. За прошедший период (до ноября 2022 г.) было проведено 14 запусков. В результате выведено 464 спутника. Однако на рабочей орбите находится только чуть более 300 спутников. Большая часть остальных все еще “добирается” до “своих” орбит.

Алгоритм выведения спутников OneWeb очень похож на алгоритм выведения в системе Iridium. В частности, группа спутников выводится РН сначала на опорную орбиту высотой около 450 км, после чего путем управления высотой орбиты и наклонением осуществляется перевод спутников в заданные плоскости рабочих орбит. В качестве примера рассмотрим групповой запуск десяти спутников, который прошел 14.10.2021 (международный номер 2021–090). На рис. 4а представлены графики изменения ДВУ плоскостей орбит всех 36 КА. Из рисунка видно, что расположенные изначально в одной плоскости спутники были разведены по трем плоскостям. Разведение осуществлялось путем достижения различной скорости дрейфа плоскостей КА за счет коррекции высоты (разница в высотах составила до 600 км, см. рис.4б) и, для ускорения процесса, наклонения (до 0,7 град.) орбиты (рис. 4в). Результирующая структура ОГ показана на рис. 4г. Видно, что в результате были сформированы три плоскости. Еще четыре спутника ожидают выхода в четвертую плоскость на высоте около 800 км.

Среднее время формирования одной плоскости составило около трех месяцев. Соответственно, четыре плоскости могут быть сформированы в течение 10 месяцев.

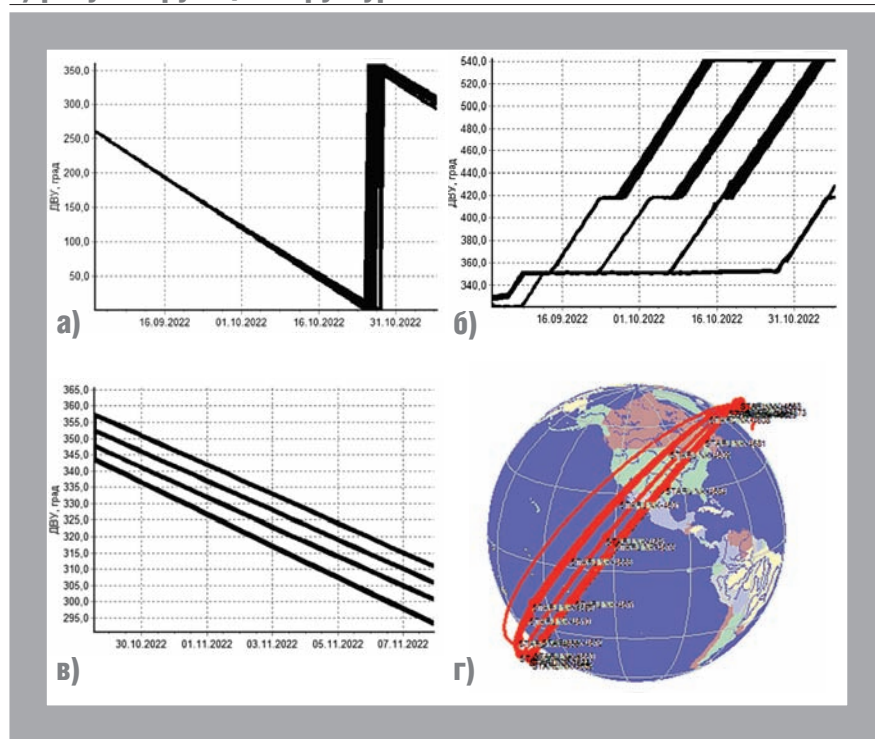
### Система Starlink

Орбитальная группировка спутниковой системы широкополосного доступа Starlink должна включать в свой состав несколько эшелонов на наклонных орбитах и один эшелон на солнечно-синхронных орбитах. Высота рабочих орбит – около 550 км. Наклонение соответствует эшелону.

Развертывание ОГ системы началось в 2019 г. групповыми запусками по 40..60 спутников. В 2022 г. к ноябрю выполнено 23 групповых запусков. Всего на рабочих орбитах находится около 2900 спутников.



**Г** групповой запуск спутников StarLink от 14.10.2021 (2021–090)  
**а)** долгота восходящего узла, град.  
**б)** высота орбиты  
**в)** долгота восходящего узла в конце срока формирования ОГ, град.  
**г)** результирующая структура ОГ



**Рис. 5**

Еще около 270 в настоящее время перемещаются на рабочие орбиты.

Алгоритм развертывания ОГ системы Starlink во многом схож с алгоритмами развертывания систем Iridium и OneWeb. В частности, группа спутников выводится РН сначала на опорную орбиту высотой около 300 км, после чего путем изменения высоты орбиты осуществляется перевод спутников в заданные плоскости рабочих орбит. Но одно различие есть: наклонение не корректируется (но этого для наклонных орбит и не требуется). В качестве примера рассмотрим групповой запуск 52 спутников, который прошел 14.10.2021 (международный номер 2021–090).

На рис. 5а представлены графики изменения ДВУ плоскостей орбит всех спутников. Финишный участок в конце срока формирования ОГ представлен на рис. 5в. Из рисунка видно, что расположенные изначально в одной плоскости спутники были разведены по четырех плоскостям. Первая из плоскостей была сформирована через

1,2 месяца после запуска. Каждая последующая формировалась через семь дней. По состоянию “на сегодня” три плоскости полностью сформированы и еще 12 спутников “добираются” до четвертой плоскости. Результирующая структура ОГ показана на рис. 5г. Таким образом, время развертывания группы спутников в четырех плоскостях составит около двух месяцев.

## Выводы

1. Для минимизации стоимости пусковых услуг при формировании многоспутниковых группировок на низких орбитах необходимо обеспечить максимальную загрузку РН. Эквивалентная цена пусковых услуг, приведенная к одному КА, существенно снижается при использовании РН тяжелого класса при групповом запуске КА. В процессе группового запуска КА целесообразно учитывать следующие факторы:

- осуществление группового запуска на опорную орбиту, высота которой в большинстве случаев должна быть в диапазоне 200–300 км;

- разведение спутников с опорной по рабочим орбитам в процессе постепенного увеличения высоты орбиты необходимо проводить с использованием двигателей малой тяги самих спутников;
- на этапе разведения спутников по рабочим орбитам необходимо максимально использовать внешние силы, переводя их в разряд управляющих;
- на этапе разведения спутников по своим орбитальным плоскостям необходим постоянный контроль за их положением, причем время, необходимое для этой операции, составляет от нескольких месяцев до года (для приполярных орбит).

2. Выбор стратегии развертывания многоспутниковой орбитальной группировки, оптимальной с точки зрения минимизации стоимости пусковых услуг, предусматривает определение типа РН (и соответственно, космодрома), типа ДМТ, применяемого в составе КА, разработку методики управления орбитальным движением спутников с учетом особенностей проектируемой системы и ее орбитальной группировки. Для решения этой комплексной задачи требуется проведение математического моделирования с привлечением специального программного обеспечения, но в конечном итоге результат такого моделирования должен быть сопоставлен с результатами финансовой модели, которые и дают возможность принять обоснованное решение о выборе стратегии развертывания орбитальной группировки применительно к конкретной многоспутниковой низкоорбитальной системе.

## Литература:

1. Анпилогов В.Р., Гриценко А.А. Оптимальные низкоорбитальные группировки. // Специальный выпуск “Спутниковая связь и вещание – 2023”. С. 44–47.
2. Патент RU 2 586 945 C2 “Способ выведения космического аппарата на геостационарную орбиту с использованием двигателей малой тяги”. Доронкин М.Н., Бабанов А.А., Внуков А.А. и др. АО ИСС, 2014 г.
3. Инженерный справочник по космической технике, Изд. 2-е, перераб. и доп. Под ред. А.В.Солодова. Воениздат, 1977, 430 с.