

АВТОНОМНАЯ НЕКОММЕРЧЕСКАЯ ОРГАНИЗАЦИЯ
ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«НАУЧНО-ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫЙ ЦЕНТР МГТУ ИМ. Н.Э. БАУМАНА»
(АНО ДО «НОЦ МГТУ ИМ. Н.Э. БАУМАНА»)

УТВЕРЖДАЮ
Президент АНО ДО «НОЦ
МГТУ им. Н.Э. Баумана»



«17» октября 2025 г.

ОТЧЁТ О НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ РАБОТЕ

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ МАСШТАБНОГО ФАКТОРА НА ХАРАКТЕРИСТИКИ
РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ МАЛОЙ ГРУЗОПОДЪЁМНОСТИ

Москва 2025

Реферат

Отчет 100 с., 1 кн., 13 рис., 14 табл., 86 источн.

АНАЛИЗ РЫНКА, РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ, МАЛАЯ ГРУЗОПОДЪЁМНОСТЬ, АНАЛИТИЧЕСКИЙ МЕТОД, ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ

В ближайшие годы запланированы к созданию группировки космических аппаратов численностью в сотни и тысячи единиц и массой, большей частью составляющей десятки и сотни килограмм, что кратно меньше грузоподъемности большинства существующих ракет-носителей. Следовательно, ожидается развитие спроса на услугу их одиночного выведения, стоимость которой сравнительно велика. Поэтому актуальной является задача анализа технических параметров и стоимости ракет-носителей малой грузоподъемности, способных обеспечить одиночное выведение современных малогабаритных спутников.

В силу сказанного, целью работы был принят анализ технико-экономических параметров ракет-носителей малой грузоподъемности в зависимости от масштабного фактора. Объектами исследования являлись параметры и характеристики указанных ракет-носителей. Методика проведения исследования предусматривала формирование аналитических закономерностей для описания взаимосвязей основных параметров РН малой грузоподъемности с масштабным фактором с использованием зависимостей предпроектного анализа.

Результатом данной работы является анализ зависимости характеристик ракет-носителей от масштабного фактора. Результаты обладают предметной новизной, поскольку указанная взаимосвязь не описана явно и не проанализирована в литературных источниках.

Потенциальными потребителями результата настоящего исследования являются разработчики средств выведения и потребители пусковых услуг.

Определения, обозначения и сокращения

ГО – головной обтекатель

ДЗЗ – дистанционное зондирование Земли

ДУ – двигательная установка

ЖРД – жидкостной ракетный двигатель

КА – космический аппарат

НИР – научно-исследовательская работа

НОО – низкая околоземная орбита

ОЭА – оптико-электронная аппаратура

ПЗС – прибор с зарядовой связью

ПН – полезная нагрузка

РДТТ – ракетный двигатель твердого топлива

РК – рулевая камера

РН – ракета-носитель

СБ – солнечная батарея

СЛРН – РН сверхлёгкого класса

ТЗ – техническое задание

ТНА – турбонасосный агрегат

УИ – удельный импульс

Оглавление

Реферат	1
Определения, обозначения и сокращения	3
Оглавление	4
Введение	6
1. Анализ технической возможности миниатюризации РН	7
1.1 Введение	7
1.2 Математическая модель выведения	8
1.3 Моделирование траектории	12
1.4 Результаты моделирования	13
1.5 Заключение	17
Список литературы к разделу 1	18
2. Анализ технической возможности миниатюризации ПН	19
2.1 Введение	19
2.2 Методы и допущения	21
2.3 Технический уровень КА оптико-электронного ДЗЗ	22
2.4 Оценка достижимого разрешения КА оптико-электронного ДЗЗ в массовом лимите ПН СЛРН	25
2.5 Технический уровень КА радиолокационного ДЗЗ	29
2.6 Оценка достижимого разрешения КА радиолокационного ДЗЗ в массовом лимите ПН СЛРН	33
2.7 Заключение	35
Список литературы к разделу 2	35
3. Формирование технического облика СЛРН	37
3.1 Введение	37
3.2 Оценка характеристик ЖРД с вытеснительной подачей и ступеней РН на их основе	37
3.3 Возможности использования производимых ЖРД	41
3.4 Возможности использования задельных двигателей	43
3.5 Проектно-баллистический анализ	43
3.6 Технико-экономический анализ	45
3.7 Выводы и рекомендации	49
3.8 Заключение	50
Список литературы к разделу 3	51

4. Формирование зависимости стоимости СЛРН от масштабного фактора	52
4.1 Принципы стоимостного инжиниринга и оценки затрат	52
4.2 Затраты на разработку транспортных систем и двигателей.....	58
4.3 Модели стоимости разработки двигателей	63
4.4 Модель стоимости разработки ступеней РН.....	65
4.5 Модель затрат на производство	67
4.6 Модели стоимости производства двигателей	69
4.7 Модель стоимости производства ступеней РН.....	71
4.8 Заключение	72
Список литературы к разделу 4	73
5. Влияние масштаба на возможность многоразового использования СЛРН.....	73
5.1 Введение	73
5.2 Требования и характеристики ракетодинамической посадки.....	74
5.3 Оценка реализуемости ракетодинамической посадки на российском заделе.....	76
5.4 Оценка возможности спасения верхней ступени РН	79
5.5 Оценка возможности спасения ступеней ракет-носителя посадкой в воду	83
5.6 Возможности формирования морских полей падения в российских условиях	84
5.7 Технические требования к ракетным блокам при использовании посадки в море.....	88
5.8 Заключение	90
Список литературы к разделу 5	91
6. Влияние масштабного фактора на технические, эксплуатационные и экономические характеристики ракет-носителей малой грузоподъёмности .	92
6.1 Влияние масштабного фактора на конструктивные, аэродинамические и экономические параметры.	92
6.2 Сравнительный анализ экономической эффективности малых РН по сравнению с носителями среднего и тяжёлого класса.....	95
6.3 Рекомендации по оптимизации проектирования и эксплуатации малых РН с учётом масштабного фактора и рыночных требований.....	97

Введение

Запускаемые в последние годы малогабаритные КА позволяют решать ряд задач, ранее выполнимых только на многотонных орбитальных платформах, в рамках бюджета массы, составляющего сотни, десятки, а иногда и единицы килограмм. Это связано с накоплением научно-технического задела, а также с применением новых технологий. Сложившаяся ситуация приводит к появлению принципиальной возможности экономически оправданного снижения грузоподъемности РН, позволяя создавать изделия с малой массой полезной нагрузки, при этом имея обоснование для существенно возрастающей удельной стоимости выведения.

В данной работе приведено расчётно-аналитическое исследование пяти взаимосвязанных вопросов, базирующееся на опубликованных литературных источниках. В первом разделе рассматривается принципиальная возможность миниатюризации ракет-носителей вплоть до полезной нагрузки в единицы и доли килограмм (под требования выведения одиночных наноспутников) с учётом возрастающих со снижением их массы аэродинамических потерь.

Во втором разделе рассматриваются типовые массы современных КА ДЗЗ как основных потребителей индивидуального выведения на особые орбиты, сопровождаемый статистическим анализом существующих проектов различной степени готовности. Проведенный анализ показал целевую массу перспективных полезных нагрузок и позволил сформировать требования к минимальной грузоподъемности перспективных РН.

На основе полученной информации в третьем разделе были рассмотрены возможные варианты используемых двигателей, проанализирована возможность использования ЖРД с вытеснительной подачей, проведено сравнение двигателей различных схем, оценены технико-экономические характеристики получаемых на их основе РН малой грузоподъемности.

Четвертый раздел содержит сформированную на основе литературных источников модель оценки стоимости РН малой грузоподъёмности. Модель содержит зависимости для предсказания на предпроектном этапе затрат на разработку проекта и производство единичных изделий. В пятом разделе проанализировано влияние масштабного фактора на технологии обеспечения многократного использования ступеней РН малой грузоподъёмности.

В шестом разделе на основании проработанной информации были сформулированы краткие ответы на вопросы, поставленные в техническом задании. Исходные данные для проведения НИР брались на основании открытых материалов, находящихся в публичном доступе, и не содержат закрытые либо конфиденциальные сведения. Проведение НИР не предусматривало патентных исследований.

1. Анализ технической возможности миниатюризации РН

1.1 Введение

В последние годы было предпринято много усилий по миниатюризации спутников. Поэтому представляет интерес определение минимального размера РН, которая может достичь околоземной орбиты. Аэродинамическое сопротивление более существенно для изделий меньшего размера из-за более высокого отношения площади их поперечного сечения к массе, поэтому для них возрастают аэродинамические потери. Для определения потребной характеристической скорости таких РН необходимо провести анализ траектории выведения.

Массу РН, необходимую для выведения заданной ПН, обычно определяют из проектного расчёта, используя ряд допущений и рассматривая несколько альтернатив. Затем рекомендуют использовать самую маленькую РН из рассмотренных вариантов. Если для неё нет прототипов и отработанных

технологий, проектные предположения должны быть сделаны на основе неполной информации.

Традиционный метод анализа через проектный расчёт может давать результаты ограниченной применимости, давая при этом ограниченное фундаментальное понимание. Используемый здесь подход предназначен для того, чтобы избежать необходимости детального анализа конструкции РН. Проблема в общем виде заключается в количественной оценке и выборе траектории выведения и двигателя.

Меньшие РН имеют большую площадь на единицу массы, и поэтому атмосферное сопротивление для них значительно. Твёрдотопливные ракеты обычно быстрее развивают высокую скорость, чем жидкостные, так что лобовое сопротивление влияет на выбор траектории в зависимости от выбора двигателя.

1.2 Математическая модель выведения

На рис. 1.1 показаны две траектории выведения, обозначенные как А и В, где R - радиус орбиты, а r - радиус планеты. Каждая траектория состоит из двух маневров 1 и 2. Траектория А предусматривает горизонтальный запуск непосредственно на эллиптическую орбиту, которая потом переводится в круговую. После вертикального старта РН на траектории В наклонно летит до желаемой высоты, затем выполняет быстрый разгон до круговой скорости. Оба варианта являются крайними случаями, которые никогда не используются, но они дают представление о физике процесса, потому что все реальные траектории находятся где-то посередине.

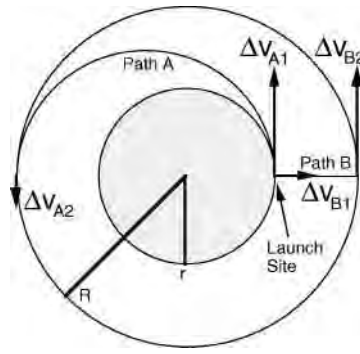


Рис. 1.1 Предельные траектории выведения на орбиту

Если нет атмосферы и препятствий, наименьшая суммарная Δv выведения достигается на траектории А с использованием бесконечной тяги. В реальной ситуации конечное ускорение требует некоторой начальной вертикальной скорости, чтобы избежать падения. Вакуум может благоприятствовать твердотопливным РН по сравнению с жидкостными, поскольку они могут более точно следовать по траектории А из-за их более высокого ускорения. Однако, чтобы избежать избыточного сопротивления в атмосфере, требуется значительная начальная вертикальная составляющая для раннего набора высоты. Очень плотная атмосфера, как правило, благоприятствует траектории В. Уменьшение лобового сопротивления может потребовать жидкостных ступеней, поскольку при более низких скоростях ими можно набрать большую высоту, чем при использовании твердотопливных. Для оценки конкретной ситуации необходимы подробные расчеты.

Выбранная траектория сильно влияет на Δv . Полезно количественно оценить неэффективность траектории В в идеальных условиях, то есть Δv для В относительно А. Уравнения для физических законов приводят к

$$\frac{\Delta v_B}{\Delta v_A} = \frac{\Delta v_{B1} + \Delta v_{B2}}{\Delta v_{A1} + \Delta v_{A2}} = \frac{\sqrt{2 - 2r/R} + \sqrt{r/R}}{\sqrt{2/(1 + r/R)} + \sqrt{r/R} - \sqrt{2/[(1 + R/r)R/r]}}$$

Предположим, что планета не вращается, сила тяжести обратно пропорциональна квадрату расстояния, нет атмосферы, тяга бесконечна (импульсные маневры нулевой продолжительности), орбиты круговые. Отношение выше не

зависит от гравитационной постоянной и массы планеты, поскольку квадратный корень из их произведения изначально присутствовал во всех членах в правой части. При сокращении этих физических величин каждая отдельная составляющая скорости нормализуется к орбитальной скорости на нулевой высоте.

В числителе Δv_{B1} - из принципа сохранения энергии, в то время как приравнивание центростремительного ускорения к силе тяжести дает Δv_{B2} . Сохранение углового момента дополнительно использовалось для получения первого и последнего слагаемых в знаменателе. Последние два радикала в знаменателе представляют Δv_{A2} как разницу между нормализованными круговой скоростью на высоте R и нормализованной эллиптической скоростью подлёта на эту высоту.

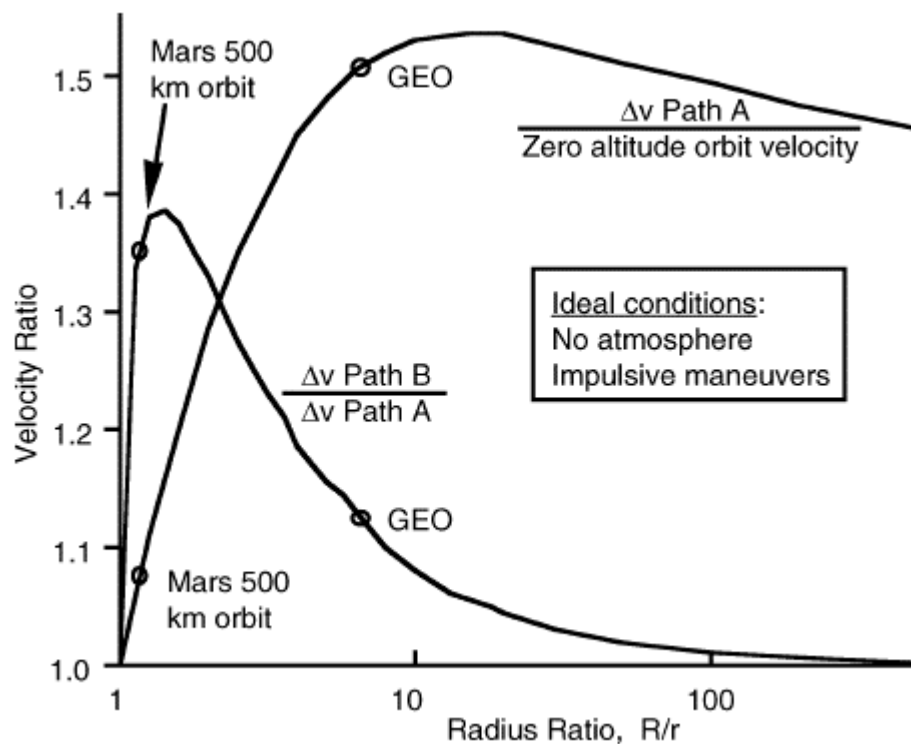


Рис. 1.2 Отношение скоростей от отношения радиусов

Уравнение выше и его знаменатель показаны на рис. 1.2. В обоих край-

них точках кривой $\frac{\Delta v_B}{\Delta v_A} = 1$. Причина в том, что эти траектории будут одинаковыми, если $R/r=1$ ($\Delta v_{B2} = \Delta v_{A1}$, а остальные равны нулю), либо если $R/r=\inf$ ($\Delta v_{A1} = \Delta v_{A2} =$ второй космической скорости). То, что происходит между ними, применимо к реальным высотам. Например, орбита на высоте 500 км над Марсом близка к наихудшему варианту выбора В вместо А. Также проиллюстрирован тот факт, что идеальная Δv для высоких орбит (например, геостационарной орбиты Земли) превышает вторую космическую скорость.

В дополнение к низкой эффективности из-за того, что РН не следуют идеальной траектории А, реальные РН должны обеспечивать дополнительную Δv для преодоления аэродинамического сопротивления и гравитационных потерь, возникающих в результате ограниченной тяги. Необходимо найти компромисс между высокими потерями на лобовое сопротивление (слишком близко к траектории А) и неэффективностью траектории (слишком близко к траектории В).

Более полное сравнение можно провести с точки зрения количества топлива, просто используя формулу Циолковского. Большая часть разницы в ПН вызвана удельным импульсом. Различия в лобовом сопротивлении, потерях на силу тяжести и эффективность траектории объясняют все остальное.

Траектория может быть частично охарактеризована углом дуги большой окружности и величиной импульса её скругления, которые имеют тенденцию изменяться противоположно. Траектория А требует большего времени пребывания в атмосфере, чем В. По мере увеличения аэродинамического сопротивления предпочтительная траектория смещается все дальше от траектории А в сторону траектории В. Более высокое ускорение (отношение тяги к массе) также способствует более плавным траекториям, что сокращает время нахождения в атмосфере на высоких скоростях.

Низкое ускорение требует крутого начального набора высоты для выравнивания векторов тяги и веса. Гравитационные потери могут привести к высокому Δv , даже несмотря на то, что такие РН могут поворачиваться и в конечном итоге двигаться по кругу под большим углом дуги, например, по траектории А. Таким образом, реальные траектории представляют собой нечто большее, чем простые компромиссы между траекторией А и траекторией В. Необходимы подробные расчеты для оценки фактических требований к Δv в атмосфере с конечной тягой.

1.3 Моделирование траектории

Как и выше, вращение Земли и влияние ветра не учтены. Взлёт производится одним импульсом постоянной тяги с тратой соответствующего количества топлива, затем следует пассивный подъём до апогея на высоте 200 км. Угол старта регулируется для получения этой высоты без рулевого управления. Δv требуемого импульса скругления добавляется к Δv разгона, полученному из массы топлива, чтобы определить общее Δv выведения. Исходя из ряда допущений, количество топлива для подъема (следовательно, продолжительность тяги) изменяется для нахождения наименьшего общего Δv .

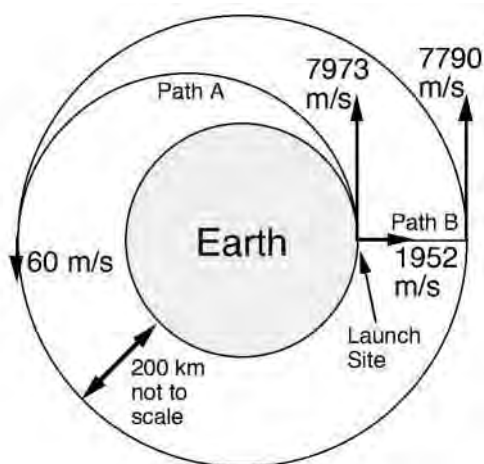


Рис. 1.3. Предельные траектории выхода на НОО

Коэффициент лобового сопротивления на дозвуковых скоростях принят

равным 0,2, увеличивается втрое на околосвуковых скоростях, затем снижается гиперболически, достигая 0,1 на скорости 4М. В таблице 1.1 обобщены предположения о конструкции РН для всех 15 рассмотренных случаев. Соотношение площадей миделева сечения к стартовой массе основано на плотности топлива, наряду с предположением о соотношении длины к диаметру 10:1.

Тяга составляет 1,33 от стартовой массы для всех ЖРД, но отношение тяги к массе для РДТТ изменяется всего в 8 раз на каждый порядок увеличения массы РН. Большие РДТТ спроектированы так, чтобы иметь площадь горения для получения достаточной тяги. Самые двигатели обычно имеют большую тягу, чем необходимо, поскольку площадь горения не может быть меньше площади поперечного сечения заряда.

Табл. 1.1. Предположения о размерах РН для различных видов топлива

Стартовая масса, тонн	ЖК+ЖВ		ЖК+К		РДТТ	
	Площадь миделя, м ²	Тяга, кН	Площадь миделя, м ²	Тяга, кН	Площадь миделя, м ²	Тяга, кН
0,01	0.021	0.13	0.011	0.13	0.0075	0.63
0.1	0.10	1.3	0.05	1.3	0.035	5.0
1,0	0.46	13	0.23	13	0.16	40
10	2.15	130	1.08	130	0.75	320
100	10.0	1300	5.0	1300	3.5	2500

1.4 Результаты моделирования

На рис. 1.4 показаны общие требования к Δv для каждой моделируемой конфигурации РН. Как и ожидалось, характеристическая скорость изменяется противоположно стартовой массе для всех вариантов двигателя. Принимая во внимание упрощенные допущения, используемые в расчетах, соотношения Δv более значимы, чем точные цифры. График показывает, что выход на орбиту несколько сложнее для небольших РН. Сравнения одного топлива с другим в большей степени зависят от допущений, чем эффект от масштабирования для данного варианта топлива, но общие тенденции имеют смысл.

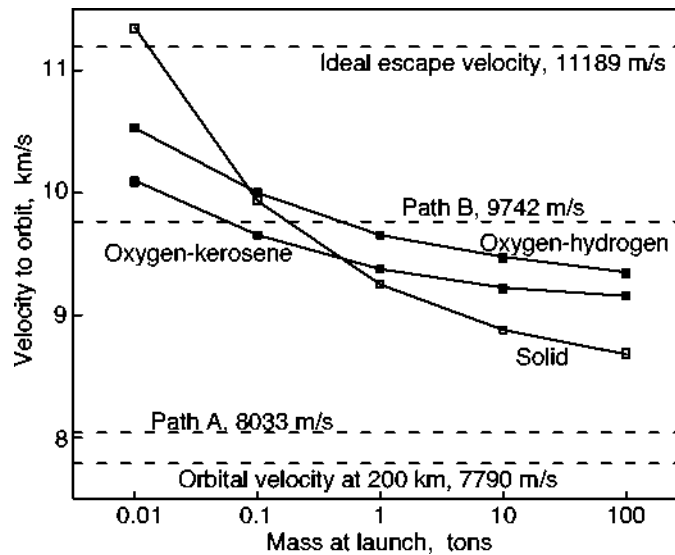


Рис. 1.4. Требования к характеристической скорости выведения на НОО

Низкая плотность водорода увеличивает лобовое сопротивление, что способствует более высоким требованиям к Δv , чем для керосина. Во-вторых, гравитационные потери выше для водорода, поскольку масса РН падает менее быстро при более высоком УИ. Большим твердотопливным ракетам требуется меньше Δv , потому что более высокая тяга приводит к снижению гравитационных потерь, в то время как масштабирование и плотность помогают избежать чрезмерного лобового сопротивления. Однако самые маленькие твердотопливные РН работают хуже, чем жидкостные варианты, потому что принятый порядок их масштабирования приводит к избыточной тяге.

Приведенные выше выводы подтверждаются величинами импульса скругления на рис. 1.5, и угла дуги на рис. 1.6. Все твердотопливные ракеты с большим ускорением достигают 200 км ближе к месту запуска, при этом требуется большой импульс скругления.

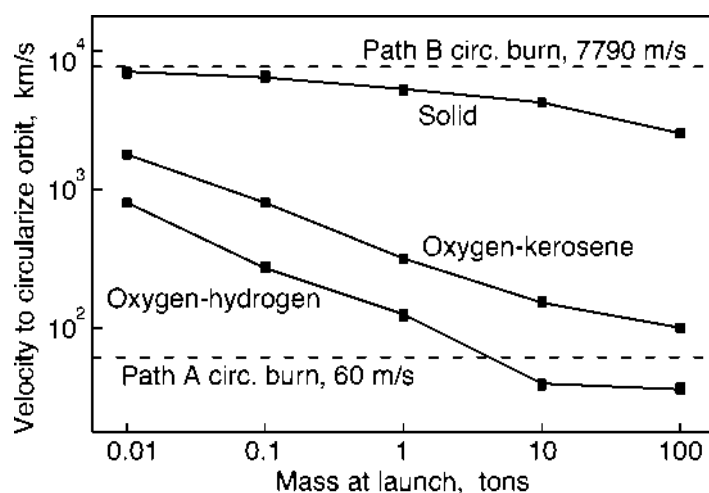


Рис. 1.5. Импульс скругления для НОО высотой 200 км

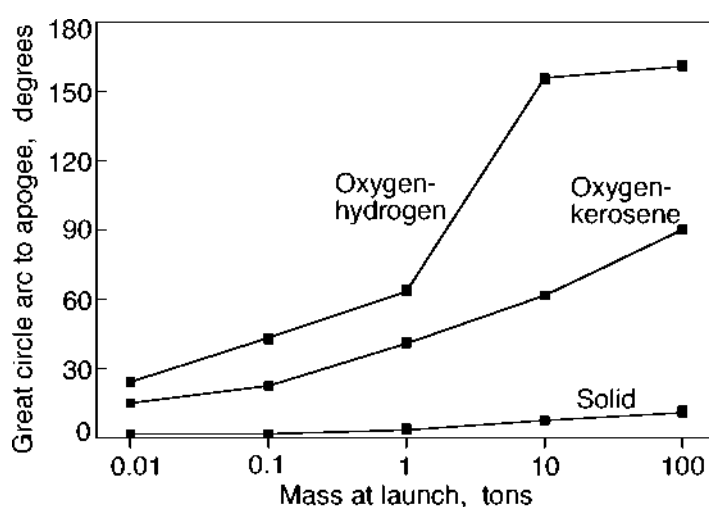


Рис. 1.6. Угол дуги в апогее

Большие жидкостные РН следуют траекториям, которые в конечном итоге приближаются к траектории А. Дополнительную Δv , обусловленную малой тягой, можно назвать гравитационными потерями, поскольку большая часть топлива расходуется для реагирования на силу тяжести, а не для ускорения РН. Независимо от величины тяги, необходимость почти вертикального старта с последующим почти горизонтальным разгоном неэффективна по той же причине, что и траектория В.

На рис.5 в двух случаях импульсы в апогее меньше, чем у траектории А, что указывает на то, что большие РН, работающие на водороде, достигают высоты 200 км по траектории, перигей которой находится над поверхностью

Земли. Рис. 6 показывает эффект насыщения для этих двух случаев, поскольку суммарный угол дуги не превышает 180 градусов. Низкий расход топлива из-за водорода приводит к наименьшему среднему ускорению. Связанное с этим длительное время горения (около 300 с) допускает указанное выше искривление траектории в сторону траектории А при продолжении движения. Для сравнения, кислород-керосиновые РН работают около 240 с, твердотопливные – 34...98 с, увеличивая продолжительность с ростом размера РН.

Для самых больших твердотопливных ракет требуется наименьшее значение Δv из всех моделируемых случаев, несмотря на то, что они движутся относительно близко к траектории В. Во всех симуляциях с небольшими импульсами скругления при больших поворотах траектории вокруг Земли общее значение Δv было слабо чувствительно к изменениям этих двух чисел.

Данные об атмосферном сопротивлении в табл. 1.2 указывают на эффект плотность топлива при сравнении двух комбинаций жидкого топлива. Значительный эффект увеличения ускорения на лобовое сопротивление можно оценить, сравнив твердотопливные РН с жидкостными.

Табл. 1.2. Точки максимального атмосферного сопротивления

Стартовая масса, тонн	ЖК+ЖВ (УИ=450 с)			ЖК+К (УИ=350 с)			РДТТ (УИ = 280 с)		
	Пиковое сопротивление, кН	Время, с	Высота, км	Пиковое сопротивление, кН	Время, с	Высота, км	Пиковое сопротивление, кН	Время, с	Высота, км
0,01	0,044	132	22,7	0.043	104	18.0	0.37	14	4.3
0.1	0.34	110	19.4	0.32	88	14.9	2.0	16	4.7
1.0	2.5	94	16.3	2.1	78	12.6	9.5	20	5.1
10	15	84	14.1	11	73	11.4	43	29	7.6
100	85	80	13,0	58	71	10,8	170	32	6,4

У самой большой твердотопливной РН пиковое сопротивление всего в два раза выше, чем у РН на водороде, в то время как у самой маленькой оно почти на порядок больше, чем у жидкостных аналогов. Меньшие твердотоп-

ливные РН достигают своего пика сопротивления раньше и ниже, чем большие, благодаря более высокому ускорению. Напротив, все жидкостные РН имеют одинаковое отношение тяги к массе, поэтому более высокое относительное лобовое сопротивление для меньших по размеру ракет снижает их фактическое ускорение (и скорость) настолько, что их пики лобового сопротивления наступают позже и выше, чем у больших. Обратите внимание, что максимальное сопротивление составляет одну треть тяги для самого маленького водородного варианта, но только одну пятнадцатую тяги при 100 тоннах массы на старте.

Наименьшая твердотопливная РН имеет наибольшее ускорение из всех изученных случаев, и её траектория выведения по существу соответствует идеальной траектории В. Её дополнительная характеристическая скорость относительно идеальной скорости на траектории В, объясняется лобовым сопротивлением. Из таблицы 2 видно, что максимальное лобовое сопротивление 10-килограммового изделия составляет почти 60% от его тяги (табл. 1.1).

1.5 Заключение

В целом, эти результаты подчеркивают тот факт, что атмосферное сопротивление и конечная тяга приводят к сложностям, которые не видны на рис. 1.1, хотя эта диаграмма полезна для понимания проблемы.

Актуальность простой модели без учёта ступенчатости основана на том факте, что наибольшее аэродинамическое сопротивление возникает относительно рано, во время работы первой ступени на стартовой тяге. Самый поздний пик сопротивления приходится на 10-килограммовый водородный вариант, после того, как потрачено примерно 40% от общей Δv выведения.

Оптимизация траекторий, включающая эффекты управления, постановки и вращения Земли, несомненно, привела бы к скоростям, отличным от простой модели, используемой здесь. Графики следует интерпретировать в ос-

новном как приближения, указывающие на общие тенденции и их приближительные величины.

Запуск с самолета на большой высоте значительно снижает значение лобового сопротивления, что в целом уменьшает размер минимально возможной РН при любом выборе топлива. Самые маленькие твердотопливные ракеты выиграют больше всего от старта на большой высоте, в то время как жидкотопливные могут быть предпочтительнее для самых маленьких наземных запусков.

Следует иметь в виду, что результаты расчета траектории ничего не говорят о требуемых массовых долях топлива или технологических ограничениях. В частности, сравнительные характеристические скорости на рис. 1.4 не следует интерпретировать как указание на относительную степень сложности при сравнении вариантов топлива. Учитывая высокое отношение площади к массе для РН минимальной массы, в качестве топлива могут подойти только некриогенные жидкости. Гибридная силовая установка может представлять интерес, если естественные эффекты масштабирования обеспечивают соответствующие уровни тяги для желаемых размеров РН.

Рост аэродинамического сопротивления не устанавливает конкретного нижнего предела размеров РН, но требования к Δv значительно увеличиваются. Достижение высоких долей топлива в небольших масштабах является основной технической задачей, если ценность небольших ПН позволяет это сделать. Например, РН весом менее 1 тонны могут выводить на орбиту спутники весом 1 кг. Для понимания рабочего диапазона масс КА необходимо проанализировать типовые полезные нагрузки, обычно выводимые РН малой размерности.

Список литературы к разделу 1

- 1 Whitehead, J.C., "Trajectory Analysis and Staging Trades for Smaller Mars Ascent Vehicles," J. Spacecraft, Accepted for publication, 2005. Revised from "Mars Ascent Propulsion Trades with Trajectory Analysis," AIAA Paper 2004-4069, July 2004

- 2 Space Studies Board, NRC, *New Frontiers in the Solar System: An Integrated Exploration Strategy*, National Academy Press, Washington, DC, 2003.
- 3 Kerr, R. A., "Rainbow of Martian Minerals Paints Picture of Degradation," *Science*, Vol. 305, No. 5685, 2004, pp. 770, 771.
- 4 Weaver, W. L., "Mars Surface-to-Orbit Vehicles for Sample Return Missions," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 11, No. 6, 1974, pp. 426, 427.
- 5 Wercinski, P. F., "Mars Sample Return: A Direct and Minimum Risk Design," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 33, No. 3, 1996, pp. 381–385.
- 6 Guernsey, C. S., "Mars Ascent Propulsion System (MAPS) Technology Program: Plans and Progress," AIAA Paper 98-3664, July 1998.
- 7 Reichhardt, T., "The One-Pound Problem," *Air and Space Smithsonian*, Vol. 14, No. 4, 1999, pp. 50–57.
- 8 Wilcox, B. H., "Miniature Ascent Vehicles Derived from the Navy's Air-Launched Satellite Developed in 1958," AIAA Paper 2001-3879, July 2001.
- 9 Stephenson, D., "Mars Ascent Vehicle—Concept Development," AIAA Paper 2002-4318, July 2002.
- 10 Baker, A. M., and Coxhill, I., "Chemical Propulsion Systems for Low Cost Mars Sample Return," AIAA Paper 2004-3492, July 2004.
- 11 Whitehead, J. C., "Mars Ascent Propulsion Options for Small Sample Return Vehicles," AIAA Paper 97-2950, July 1997.
- 12 Whitehead, J. C., and Guernsey, C. S., "Mars Ascent Propulsion on a Minimum Scale," *Acta Astronautica*, Vol. 45, Nos. 4–9, 1999, pp. 319–327.
- 13 Whitehead, J. C., and Brewster, G. T., "High Pressure Pumped Hydrazine for Mars Sample Return," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 37, No. 4, 2000, pp. 532–538.
- 14 Desai, P. N., Braun, R. D., Englund, W. D., Cheatwood, F. M., and Kangas, J. A., "Mars Ascent Vehicle Flight Analysis," AIAA Paper 98-2850, June 1998.
- 15 Helgostam, L. F., "Requirements for Efficient Mars Launch Trajectories," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 1, No. 5, 1964, pp. 539–544.
- 16 Seiff, A., and Kirk, D., "Structure of the Atmosphere of Mars in Summer at Mid-Latitudes," *Journal of Geophysical Research*, Vol. 82, No. 28, 1977, pp. 4364–4378.
- 17 Sutton, G. P., *Rocket Propulsion Elements, An Introduction to the Engineering of Rockets*, 6th ed., Wiley, New York, 1992, pp. 374, 375.

2. Анализ технической возможности миниатюризации ПН

2.1 Введение

Исторически российская орбитальная группировка дистанционного зондирования состоит из сравнительно больших и тяжелых аппаратов. Такие спутники, как «Ресурс-П» оптико-электронного наблюдения и «Кондор-ФКА»

радиолокационного наблюдения весят существенно больше тонны. За пределами возможностей сверхлёгких ракет-носителей (СЛРН) (масса полезной нагрузки не более 500 кг) находится и выведение, например, спутников на платформах «Канопус-В» и «Аист-2».

Это приводит к прогнозам, предусматривающим достаточно специфичную рыночную роль СЛРН. В будущем им приписывается выведение наноаппаратов, с помощью микроминиатюризации элементной базы радикально снижающих стоимость и обеспечивающих всю номенклатуру космических услуг. На современном же техническом уровне возможен запуск относительно недорогих спутников по заказам университетов и коммерческих организаций, либо выведение экспериментальных нагрузок в интересах государственных организаций, действующих в рамках ограниченного бюджета, поскольку в рамках грузоподъёмности СЛРН не может быть реализовано высокое разрешение.

В настоящее время всё большая потребность возникает в снимках именно сверхвысокого разрешения вплоть до 0,3 м. Именно на эту величину, ориентируется, например, компания Maxar Technologies, поскольку она, например, позволяет определить тип наблюдаемой военной техники и текущие режимы её функционирования. Так же для подобной съёмки этой компанией заявляется потребность в наличии отличной от оптимальной долготы восходящего узла орбиты в интересах повышения оперативности съёмки. Интерес представляет и концентрация возможностей спутниковой съёмки в целевых регионах, наряду с обеспечением непрерывности их наблюдения. В совокупности, это может сформироваться спрос на выведение КА сверхвысокого разрешения именно на СЛРН, а не попутными запусками РН более тяжелого класса.

Для уточнения перспектив использования СЛРН подобными аппаратами необходимо понимать как предельные возможности наноспутников, так и достижимые показатели полезных нагрузок, которые могут выводиться СЛРН на

пределе грузоподъёмности. При этом на достижимое в заданной массе разрешение КА ДЗЗ существенное влияние оказывает высота их орбиты, поскольку их приближение к поверхности Земли обеспечивает ряд преимуществ с точки зрения массы спутника при сохранении неизменного разрешения. Поэтому учёт возможности использования сверхнизких орбит целесообразен при анализе перспектив миниатюризации КА ДЗЗ.

2.2 Методы и допущения

Определение реального разрешения КА заданной массы требует по сути дела его проектирования, поэтому надлежащая общность анализа не может быть достигнута без перехода к статистическим моделям. Для обоих типов аппаратов ДЗЗ, оптического и радиолокационного наблюдения, законы изменения разрешения в зависимости от массы были получены из базовых зависимостей, определяющих это разрешение, и литературных данных о типовых бюджетах массы КА данного назначения. При этом коэффициент масштабирования этих зависимостей принимался как показатель технического уровня КА. В анализе использовалось наивысшее разрешение, обеспечиваемое многорежимными спутниками: панхроматическое для оптико-электронных КА и в прожекторном режиме – для радиолокационных.

Влияние высоты орбиты на разрешение оценивалось через ту же зависимость, а дополнительная масса энергодвигательной установки, необходимой для удержания аппарата на сверхнизкой орбите, высота которой в данной работе была без оптимизации принята равной 300 км, оценивалась на основе показателей качества опубликованных в литературных источниках образцов. В работе использовались только открыто опубликованные данные о КА гражданского назначения.

В качестве зачетной СЛРН для анализа была принята РН «Старт-1», грузоподъёмность которой близка к предельной по классификации для СЛРН как таковых, так что проведённый анализ обладает достаточной общностью.

2.3 Технический уровень КА оптико-электронного ДЗЗ

Характеристики КА оптико-электронного наблюдения высокого и сверхвысокого разрешения (менее 3 м), отсортированные по массе аппарата, приведены в табл.2.1. Предельный для вывода на СЛРН КА выделен жирным шрифтом.

Табл.2.1 Основные характеристики оптико-электронных КА ДЗЗ высокого и сверхвысокого разрешения

Аппарат	Страна-оператор	Год запуска	Масса, кг	Высота орбиты, км	Разрешение, м	Полоса захвата, км
Зоркий-2М	РФ	2023	20	550	2,5	9,3
JL-1GF03D	КНР	2022	40	535	0,75	18
Jilin-1GF03A	КНР	2019	40	572	1,06	18,5
BlackSky Pathfinder	США	2016	44	450	0,8	250
OVS-1	КНР	2017	50	530	1,98	8,1
OVS-2	КНР	2018	90	500	0,9	4,5
JL1-GF04A	КНР	2022	95	535	0,3	15
Jilin 1 video01/02	КНР	2015	95	656	0,9	11,6
SkySat	США	2013	100	600	0,9	8
Jilin-1 Video 03	КНР	2015	165	535	0,9	19
Jilin 1 Video 04/05/06/07/08	КНР	2017	208	535	0,92	11,6
Jilin-1 GF 02	КНР	2019	220	535	0,75	40
Jilin 1 Optical A	КНР	2015	230	650	0,72	11,6
Deimos-2	Испания	2014	300	620	0,75	12
DubaiSat-2	ОАЭ	2013	300	600	1	12
Nigeriasat-2	Нигерия	2011	300	286	2,5	20
OrbView-3	США	2003	360	470	1	8
Jilin-1GXA	КНР	2015	420	650	0,72	11,6
DMC-3	США	2015	447	630	1	23
Канопус-В	РФ	2012	465	510	2,1	23
БелКА	РБ	2012	465	510	2,1	23
Cas500-1	РК	2021	500	500	0,5	12
Аист-2Д	РФ	2016	531	490	1,48	39,7
SuperView Neo 1	КНР	2022	540	495	0,3	12
SuperView-1	КНР	2016	560	530	0,5	12
WorldView Legion	США	2024	625	450	0,29	10
CartoSat-2A	Индия	2008	690	635	0,8	9,6
Cartosat-3	Индия	2019	700	510	0,25	16
Spot-6, 7	Франция	2012	712	694	1,5	60
THEOS	Таиланд	2008	715	825	2	22
Cartosat-2	Индия	2016	727,5	505	0,65	10

Аппарат	Страна-оператор	Год запуска	Масса, кг	Высота орбиты, км	Разрешение, м	Полоса захвата, км
IKONOS	США	1999	728	680	0,82	11
Formosat-2	Тайвань	2004	760	891	2	24
KompSat-2	РК	2006	800	685	1	15
KazEOSat-1	Казахстан	2014	820	759	1	20
KompSat-3A	США	2015	1000	528	0,4	12
KompSat-3	США	2012	1000	675	0,5	16,8
EgyptSat-A	Египет	2019	1000	655	1	14
TH-1a, b, c	КНР	2010	1000	500	2	60
Pleiades-1A, 1B	Франция	2011	1015	705	0,5	20
QuickBird	США	2001	1028	450	0,6	16,5
QuickBird 2	США	2001	1028	450	0,6	16,5
Gaofen-1	КНР	2013	1080	647	2	60
Beijing-3A1	КНР	2021	1200	500	0,5	23
JL-1KF01C	КНР	2022	1250	530	0,5	150
Jilin-1KF01	КНР	2020	1250	481	0,75	136
CartoSat-1	Индия	2005	1560	618	2,5	27,5
GeoEye-1	США	2008	1955	684	0,41	15,2
WorldView-4	США	2016	2087	617	0,31	13,2
Gaofen-2	КНР	2014	2100	650	0,8	48
WorldView-1	США	2007	2500	496	0,5	16,4
WorldView-2	США	2009	2615	770	0,46	16,4
Zi-Yuan-3-2	КНР	2016	2636	506	2,1	51
Zi-Yuan-3	КНР	2012	2636	506	2,1	51
WorldView-3	США	2014	2800	617	0,31	13,1
ALOS	Япония	2006	4000	692	2,5	20
Ресурс-П	РФ	2013	6275	475	1	38
Ресурс-ДК1	РФ	2006	6570	475	1	4,7

Из таблицы видно, что в рассматриваемом диапазоне находятся в основном новейшие зарубежные аппараты, которые, однако, обеспечивают разрешение вплоть до 0,3 м при массе 40 кг(!). Российский «Зоркий-2М» имеет разрешение на границе рассматриваемого диапазона и должен сравниваться скорее с аппаратами Dove, которые имеют массу 5 кг при достижимом разрешении 3м (поэтому они не представлены в табл.2.1)

Отечественные высокодетальные аппараты оптико-электронного ДЗЗ имеют большую массу при более скромном разрешении. Так, «Ресурс-П» при

разрешении 1,0 м имеет массу 6275 кг, что делает аппараты данной серии самыми тяжелыми в табл.1 Более новый «Аист-2Д» имеет массу 531 кг, однако худшее разрешение – 1,48 м. Для платформы «Канопус-В» снижение массы до 510 кг сопровождается снижением разрешения уже до 2,1 м. Данная ситуация требует проведения сравнительного анализа технического уровня отечественных и зарубежных спутников в зависимости от года запуска.

Зависимость массы КА с ОЭА от разрешения определяется формулой вида $M_{КА} = M_c + \frac{M_0}{d^2}$. Здесь $M_{КА}$ – масса КА, M_c – масса служебного борта, не зависящая от разрешения, M_0 – коэффициент пропорциональности веса полезной нагрузки от разрешения d .

Типовой массовый бюджет КА с ОЭА показывает, что суммарный вес полезной нагрузки составляет для КА с разрешением 2,5 м около 37%, что хорошо совпадает с выводами источников. Тогда, учитывая дополнительно линейную зависимость разрешения от высоты орбиты, можно записать

$$M_{КА} = M_6 \left(1 + \frac{0,16}{d^2} \frac{h^2}{600^2} \right)$$

где M_6 – базовая масса КА, зависящая от его технического уровня, h – высота орбиты в километрах.

Проанализируем по этому показателю аппараты, приведённые в табл.2.1. Наибольшее значение M_6 ожидаемо имеет «Ресурс-ДК1», который более чем в 8 раз тяжелее, чем его зарубежные современники. На рис.2.1 показаны тенденции изменения M_6 в зависимости от года запуска КА. По оси ординат отложено отношение M_6 для «Ресурс-ДК1» к минимальному значению этого показателя, достигнутого до заданной даты. Синим цветом показан наилучший показатель для мировой космонавтики, красным – аналогичная цифра для России.

Из графика видно, что на протяжении всего исследуемого временного интервала зарубежные КА оптико-электронного ДЗЗ практически на порядок

легче отечественных при сравнимом разрешении. Однако основное повышение технического уровня зарубежных аппаратов пришлось на 2010-2015 гг., после которых наблюдается фактическая стагнация. При этом для перспективных российских КА, разрыв в значении M_6 (минимальным значением которого обладает «Киноспутник» компании ООО «ГК «Спутникс») с лучшими современными зарубежными аппаратами уже только четырехкратный. В более отдаленной перспективе можно ожидать выравнивания показателей отечественных и зарубежных КА.

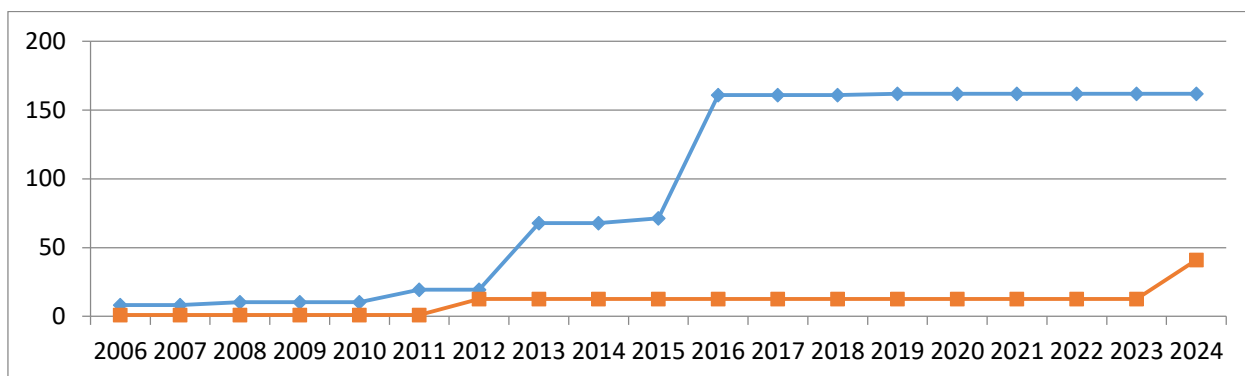


Рис.2.1 Рост технического уровня отечественных и зарубежных КА оптико-электронного ДЗЗ

2.4 Оценка достижимого разрешения КА оптико-электронного ДЗЗ в массовом лимите ПН СЛРН

СЛРН обладают запасом грузоподъёмности, превосходящим как массу наиболее легкого из зарубежных КА JL1-GF04A, так и «Киноспутника». Поэтому в этом массовом лимите за счёт увеличения массы может быть реализовано более высокое разрешение, чем у указанных аппаратов, без повышения технического уровня.

Характеристики оптико-электронной аппаратуры перспективных КА могут быть оценены по следующей методике:

$$D_{\min} \geq \frac{\lambda_p H}{2k_0 L_M}; \quad \frac{f_{\text{экв}}}{D_{ГЗ}} = (0,81 \pm 0,08) \frac{\Delta l_{\text{эл}}}{\lambda_p}; D_{\text{ТК}} = k_D D_{ГЗ};$$

$$L_{\text{ТК}} = k_f f_{\text{экв}}; \quad S_{\text{повТК}} = \pi D_{\text{ТК}} \left(\frac{D_{\text{ТК}}}{2} + L_{\text{ТК}} \right);$$

$$M_{\text{ТК}} = k_{\text{уд}} S_{\text{пов.ТК}}$$

где $D_{\min}$ — минимальный потребный диаметр главного зеркала оптической системы; λ_p — средняя длина оптической волны из анализируемого диапазона; H — высота КА над снимаемым объектом; k_0 — нормированная пространственная частота (в расчетах $k_0 = 0,3 \pm 0,03$); L_M — пространственное разрешение; $f_{\text{экв}}$ — эквивалентное фокусное расстояние оптической системы; $D_{ГЗ}$ — диаметр главного зеркала; $\Delta l_{\text{эл}}$ — линейный размер одного ПЗС-элемента; $D_{\text{ТК}}$ — диаметр телескопического комплекса; k_D — коэффициент превышения диаметра корпуса телескопического комплекса над диаметром главного зеркала ($k_D = 1,1 \dots 1,2$); $L_{\text{ТК}}$ — длина телескопического комплекса; k_f — коэффициент, учитывающий уменьшение длины корпуса по сравнению с фокусным расстоянием $f_{\text{экв}}$ ($k_f = 0,2 \dots 0,25$); $S_{\text{повТК}}$ — площадь поверхности телескопического комплекса; $M_{\text{ТК}}$ — масса телескопического комплекса; $k_{\text{уд}}$ — удельная масса единицы площади поверхности телескопического комплекса.

Поверочный расчёт на удельную массу ОЭА КА «Киноспутник» при известной общей даёт для него $k_{\text{уд}} = 28,7 \text{ кг/м}^2$ при диаметре ОЭА 0,6 м. Эта величина на несколько десятков процентов ниже, чем рекомендованная для расчётов, что отражает рост технического уровня ОЭА.

Уменьшение высоты рабочей орбиты КА линейно увеличивает его разрешение при неизменном диаметре главного зеркала (и, соответственно, массе ОЭА) ценой дополнительной массы ДУ для поддержания орбиты. Рассмотрим необходимые параметры такой ДУ для поддержания КА «Киноспутник» на круговой орбите высотой 300 км. Оптимизация высоты орбиты не производилась ввиду низкой точности модели зависимости от неё массы КА.

Баллистический расчёт по ГОСТ 25645.301-83 при движении плоско-стью к потоку полный импульс торможения составляет 400 Н·с/сутки при уровне солнечной активности $F_{10,7}=150$. Необходимая тяга двигателя с учётом запаса на повышение $F_{10,7}$ до 250 должна составлять не менее 9,3 мН, что выполнимо в сочетании с требованиями по ресурсу при использовании двигателя СПД-100ВМ. При удельном импульсе СПД-100ВМ $I_1=1600$ сек и тяге 90 мН годовой расход ксенона составит около 9,3 кг при среднем $F_{10,7}=150$ (18,7 при 250). За пятилетний срок, в течение которого будет наблюдаться максимум солнечной активности, суммарный расход ксенона составит 65,1 кг. Скважность работы двигателя составляет 0,1 при $F_{10,7}=250$. Соответственно, необходимая средневитковая мощность должна составлять не менее 160 Вт.

Обобщая результаты, можно получить зависимость для массы ДУ коррекции орбиты на СПД-100В (использование которого для аппаратов рассматриваемого размерного класса фактически диктуется необходимым ресурсом двигателя, который не позволяет использовать двигатели меньшей тяги) вместе с необходимыми дополнительными СБ и аккумуляторами. Эту массу целесообразно разделить на постоянную составляющую (массы двигателя, системы питания и управления и блока подачи ксенона) и составляющие, зависящие от запаса рабочего тела (масса блока хранения ксенона) и средневитковой мощности (масса солнечных и аккумуляторных батарей). Согласно массовой сводке $M_{ДУ} = 25.1 + 0.074P_{cp.vum} + 1.2m_{Xe}$. Тогда при сформулированных выше требованиях масса ДУ коррекции составит 123 кг. Соответственно, суммарная масса КА с ОЭА - 283 кг при сухой массе 218 кг.

Оценим эффективность использования оптико-электронной аппаратуры с поворотным зеркалом. Диаметр КА при том же диаметре главного зеркала 0,5 м составит 0,96 м. Тогда расход рабочего тела уменьшается до 2,7 кг/год, однако масса блока поворотного зеркала может составить 100-150 кг. Таким

образом, использование поворотного зеркала неэффективно для высоты орбиты 300 км, однако может рассматриваться для более низких орбит, где экономия рабочего тела более значительна.

Оценим массы КА с ОЭА, обеспечивающих разрешение 1 м с высоты 300 км, а также разрешение КА на высотах 300 км и 600 км, полностью использующих грузоподъёмность СЛРН. Примем, что площадь лобового сечения не изменится с изменением диаметра ОЭА и, соответственно, масса ДУ также останется неизменной. Результаты расчёта сведены в табл.2.1

Табл.2.1 Достижимое разрешение КА ДЗЗ с ОЭА

Вариант КА с ОЭА	«Кино-спутник»	«Киноспутник» с 300 км с ДУ коррекции орбиты	КА с разрешением 1 м на 300 км	Предельный КА с 600 км	Предельный КА с 300 км	Перспективный КА на 300 км
Масса КА, кг	160	283	253	410	470	470
Сухая масса КА, кг	160	218	189	410	405	400
Диаметр ОЭА, м	0,6	0,6	0,3	1,12	1,06	1,8
Разрешение, м	1	0,6	1	0,53	0,3	0,18

Из анализа табл.2.1 следует, что на техническом уровне, заявленном в перспективном КА «Киноспутник», в размерности ПН СЛРН могут быть созданы КА оптико-электронного ДЗЗ сверхвысокого разрешения. По показателю разрешения в панхроматическом диапазоне такие аппараты не будут уступать более легким зарубежным изделиям аналогичного назначения, имеющим меньшую массу, обеспечивая целевой уровень разрешения 0,3 м.

В случае достижения российскими КА технического уровня, на котором в настоящее время стагнировало развитие зарубежных спутников, возможно достижение физически предельных уровней разрешения. На физическом уровне достижимое разрешение таких КА ограничено диаметром главного зеркала, которое может разместиться в обтекателе СЛРН. Потенциально оно может быть увеличено вплоть до 1,8 м (из геометрических ограничений для

СЛРН «Старт-1»), что соответствует предельному разрешению 18 см. Дальнейшее повышение разрешения ограничено для КА любой массы атмосферными возмущениями величиной 10...15 см. Таким образом, КА оптико-электронного ДЗЗ, выводимые СЛРН, потенциально могут обеспечивать минимально достижимое из физических ограничений разрешение.

2.5 Технический уровень КА радиолокационного ДЗЗ

Характеристики КА радиолокационного наблюдения высокого (лучше 10 м) разрешения, отсортированные по массе аппарата, приведены в табл.2.3. Предельный для вывода на СЛРН КА выделен жирным шрифтом.

Табл.2.3 Основные характеристики радиолокационных КА ДЗЗ высокого разрешения

Аппарат	Страна-оператор	Год за-пуска	Диа-пазон	Масса, кг	Вы-сота ор-биты, км	Углы съёмки, °	Наивыс-шее раз-решение, м	Полоса съёмки, км
Capella-1	США	2018	X	40	570	?	1	10
Umbra-SAR	США	2021	X	50	528	?	0,25	?
Iceye	Финлян-дия	2018	X	70	500	10-35	1	50
QPS-SAR	Индия	2019	X	100	567	?	1	?
Capella-2	США	2020	X	100	570	?	0.3	5
StriX	Япония	2020	X	150	563	?	1	30
HiSea-1	КНР	2020	C	180	350	?	1	5
TECSAR	Израиль	2008	X	260	384	20-45	1	50
NovaSAR-1	ЕС	2018	S	400	580	16-31	6	13
ASNARO-2	Япония	2018	X	570	504	15-45	1	10
RISAT-2B	Индия	2019	X	615	555	?	1	10
Кондор	Россия	2013	S	1150	511	?	1	10
TerraSAR-X, TanDEM-X	ЕС	2007	X	1250	514	20-55	0,25	4
KOMPSAT-5	РК	2013	C	1400	550	20-45	1	5
Paz	Испания	2018	X	1410	514	20-55	0.25	4
RADAR-SAT	Канада	2019	C	1430	592	18-54	3	20
RISAT-1	Индия	2012	C	1858	536	20-49	1	10

Аппарат	Страна-оператор	Год за-пуска	Диа-пазон	Масса, кг	Вы-сота ор-биты, км	Углы съёмки, °	Наивыс-шее раз-решение, м	Полоса съёмки, км
Cosmo-SkyMed	Италия	2007	X	1900	620	20–60	1	10
ALOS-2	Япония	2014	L	2000	628	8–70	1	25
CSG-1	Италия	2019	X	2200	620	20–60	0.35	10
Sentinel	ЕС	2014	C	2280	693	?	4	80
Radarsat-2	Канада	2007	C	2300	798	20–59	1,6	20
Radarsat-1	Канада	1995	C	2750	798	30–50	8	50
Gaofen-3	КНР	2016	C	2800	758	?	1	10
GF-3	КНР	2016	C	2950	758	20–50	1	10
Lutan-1 A/B	КНР	2022	L	3200	600	?	3	50
ALOS	Япония	2006	L	4000	692	10–51	7	40

Зависимость разрешающей способности КА радиолокационного наблюдения от его основных проектных параметров задается выражением вида

$$\sigma_{NE}^0 \delta_r = (8\pi R^3 k T_0 V_{st}) (NFL_s) \frac{\lambda}{P_{TX} A^2 \eta^2}$$

где σ_{NE}^0 – удельная ЭПР шумового эквивалента, δ_r – разрешение на местности, R – расстояние между КА и объектом наблюдения, k – постоянная Больцмана, T_0 – абсолютная температура приёмника, V_{st} – скорость КА, NF – коэффициент шума приемника, L_s – потери в системе, P_{tx} – средняя мощность передаваемого радиосигнала, λ – длина волны наблюдения, A и η – площадь и коэффициент использования антенны соответственно.

В этой зависимости k является константой, σ_{NE}^0 – показатель потребного качества съёмки, который не может значительно изменяться. Также V_{st} лишь незначительно изменяется с изменением высоты орбиты. L_s , T_0 , NF , η , λ не зависят от размеров КА и высоты его орбиты и являются показателями технического уровня. A и P_{tx} в рамках единой конструкции радиоаппаратуры могут считаться пропорциональными её массе. Тогда можно записать для массы радиолокационной аппаратуры

$$M_{PLA} = M_0 (h / \cos \alpha)^3 \frac{\lambda}{\delta_r}$$

В типовом массовом бюджете аппарата с радиолокационной аппаратурой доля массы ПН (под которой понимается собственно радиолокатора и солнечные батареи, обеспечивающие его электропитание, т.е. элементы, масса которых существенно зависит от параметров радиолокационной съемки) составляет около 56%. Данная величина была опубликована для проекта FINGERSAT (высота орбиты 619,14 км, минимальный угол обзора 20°, X-диапазон, разрешение 3 м). Тогда можно записать для массы радиолокационного КА следующую оценочную зависимость

$$M_{\text{КА}} = M_6 \left(1 + \frac{M_0}{R_0^3} \frac{(h / \cos \alpha)^3}{\lambda_0} \right) = M_6 \left(1 + 1,03 \frac{(h / \cos \alpha)^3}{600^3} \frac{\lambda}{\delta_r} \right)$$

где M_6 – базовая масса КА(кг), зависящая от его технического уровня, h – высота орбиты (км), α – минимальный угол обзора, λ – длина волны(см), δ_r – наивысшее разрешение (м).

При этом дальнейшая декомпозиция ПН на составные части и формирование зависимостей её массы от электрической мощности, площади антенны и т.д., к сожалению, не даёт однозначных результатов. В табл.2.4 сведены доступные сведения о данных параметрах нескольких современных аппаратов. Анализ приведенных в ней данных показывает, что, например, КА Capella, находясь на более высокой орбите, чем КА TECSAR и имея меньшую излучаемую мощность, обеспечивает одинаковое с ним разрешение при меньшей массе. Причиной данной ситуации, очевидно, является качество приемопередающей аппаратуры и алгоритмов обработки информации, которые не могут быть измерены. Это заставляет ограничиться предельно общей формулировкой технического уровня радиолокационных КА через базовую массу без выделения дополнительных влияющих на неё параметров, в отличие от ранее рассмотренного случая КА ДЗЗ с оптико-электронной аппаратурой.

Табл.2.4 Дополнительные проектные параметры некоторых современных радиолокационных КА

КА	Масса, кг	Пиковая излучаемая мощность, кВт	Площадь антенны, м ²	Длина волны, см	Минимальная высота орбиты, км	Максимальное разрешение, м
NovaSAR-1	400	1,8	3	9,3	580	6
TECSAR	260	1.6 (на 8 пучков)	7	3,1	384	1
Iceye	85	4	1,3	3,1	574	0.5
Capella	48	0.6	8	3,1	575	1

Наиболее высокую базовую массу из числа представленных в табл.2.3 имеет японский аппарат ALOS. Относительно его показателя технического уровня отмасштабированы значения для остальных КА. Изменение этого показателя отображено на рис.2.2, оформленном аналогично рис.2.1.

Наблюдаемые тенденции повышения технического уровня радиолокационных КА ДЗЗ в целом схожи с картиной в области оптико-электронных аппаратов. Бурное развитие в период 2017-2021 гг. затем сменяется возможной стагнацией при наличии возможности догоняющего развития российских аппаратов за счёт, однако, в первую очередь перспективных аппаратов, ещё не дошедших до запуска.

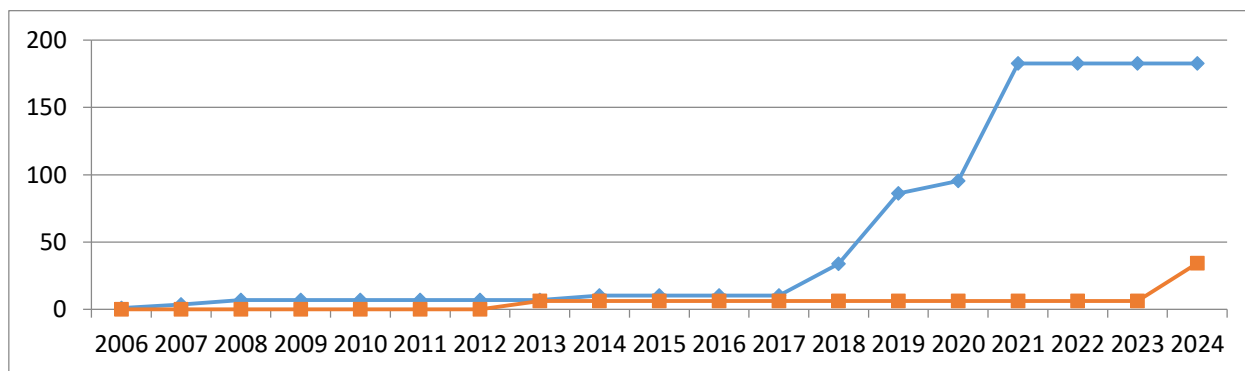


Рис.2.2 Рост технического уровня отечественных и зарубежных КА радиолокационного ДЗЗ

Примерами таких перспективных отечественных радиолокационных аппаратов из числа представленных в открытых публикациях являются КА «Атомсат» компании ООО «ГК «Спутникс» и совместная разработка СГАУ

им. академика С.П. Королёва и ООО «СТЦ» - КА "АИСТ-СТ". При этом показатель базовой массы меньше у КА «Аист-СТ», в случае успешной летной эксплуатации которого разрыв между мировым и отечественным техническим уровнем радиолокационных КА сократится с тридцатикратного до пятикратного. Поэтому его параметры будут приняты для дальнейшего анализа.

2.6 Оценка достижимого разрешения КА радиолокационного ДЗЗ в массовом лимите ПН СЛРН

КА «Аист-СТ» обеспечивает разрешение 2 м при максимальной наклонной высоте наблюдения 500 км (высота орбиты 450 км). Это означает, что он имеет достаточно узкую полосу обзора. В соответствии с полученной выше зависимостью, меньшее значение наклонной дальности обуславливает возможность уменьшения его массы по сравнению с КА «Атомсат». При снижении высоты орбиты до 300 км, расчётное разрешение съёмки может быть улучшено до 0,6 м. Оценим необходимую массу ДУ для поддержания КА на этой высоте.

Из изображения КА можно оценить площадь его поперечного сечения как менее 1 м². Расчётный полный импульс торможения такого аппарата по методике, аналогичной описанной выше, составляет 154 Н·с/сутки при уровне солнечной активности $F_{10,7}=150$. Необходимая тяга двигателя с учётом запаса на повышение $F_{10,7}$ до 250 должна составлять не менее 3,5 мН, что выполнимо в сочетании с требованиями по ресурсу при использовании двигателя СПД-70М. При удельном импульсе СПД-70М $I_1=1600$ сек и тяге 59 мН годовой расход ксенона составит около 3,5 кг при среднем $F_{10,7}=150$ (7,0 кг при $F_{10,7}=250$). За пятилетний срок, в течение которого будет наблюдаться максимум солнечной активности, суммарный расход ксенона составит 25 кг. Скважность работы двигателя составляет 0,06 при $F_{10,7}=250$. Соответственно, потребная средневитковая мощность должна составлять не менее 60 Вт.

Оценочная масса ДУ $M_{ДУ} = 25.1 + 0.074P_{cp.вм} + 1.2m_{Хе} = 60$ кг. Тогда полная масса КА с такой ДУ с использованием Аист-2Т около 90 кг. При этом площадь антенн зарубежных радиолокационных аппаратов высокого разрешения (табл.4) выше, чем у «Аист-СТ», поэтому масса двигательной установки для возможного поддержания орбиты высотой 300 км для них была бы выше. Пересчёт теоретического разрешения по представленной выше зависимости на этой орбите, например, для ICEYE дает значения на уровне около 7 см. Однако максимально реализуемое разрешение для радара с синтетической апертурой ограничено поперечным размером антенны вне зависимости от дальности, поэтому подобное изменение орбиты не повысило бы его показателей.

Оценим массы радиолокационных КА на высотах 300 км и 600 км с техническим уровнем, соответствующим КА «Аист-СТ», в т.ч. полностью использующих грузоподъёмность СЛРН. Примем, что доля массы ДУ поддержания орбиты для КА предельной массы будет такой же, что и для поддержания орбиты КА «Аист-СТ». Результаты расчёта сведены в табл.2.5

Табл.2.5 Достижимое разрешение радиолокационных КА ДЗЗ

Вариант КА	«Аист-СТ»	«Аист-СТ» с 300 км с ДУ коррекции	Предельный КА с 450 км	Предельный КА с 300 км
Масса КА, кг	30	90	420	470
Разрешение, м	2	0,6	0,83	0,18

Анализ данных табл.2.5 позволяет заключить, что на техническом уровне, заявленном в перспективном КА «Аист-СТ», в размерности ПН СЛРН могут быть созданы КА радиолокационного ДЗЗ сверхвысокого разрешения при использовании сверхнизких орбит. При этом достижимое разрешение уже будет ограничиваться поперечным размером антенны, характерным для КА «Аист-СТ», величиной около 0,18 м.

Дальнейшее повышение технического уровня российских радиолокационных КА до текущего состояния зарубежных будет сопровождаться снижением их массы, но без изменения способов формирования антенной базы вряд

ли приведет к повышению разрешения. Таким образом, КА радиолокационного ДЗЗ, выводимые СЛРН, потенциально могут обеспечивать минимально достижимое из технологических ограничений разрешение.

2.7 Заключение

Анализ современных малогабаритных КА ДЗЗ оптического и радиолокационного диапазона показал успешную реализацию ими за рубежом сверхвысокого разрешения в массовом лимите ПН СЛРН. в массовом лимите ПН СЛРН малогабаритные КА ДЗЗ оптического и радиолокационного диапазона, находящиеся на техническом уровне российских КА в готовности к запуску в ближайшее время, могут обеспечивать целевой уровень разрешения 0,3 м, а при выходе на текущий зарубежный технический уровень подобные аппараты могут реализовать максимально достижимое из физических и технологических ограничений разрешение.

Таким образом, достижимое в настоящее время и в ближайшей перспективе разрешение малогабаритных КА ДЗЗ, выводимых СЛРН, не уступает эксплуатируемым в настоящее время аппаратам большей массы и может быть улучшено вплоть до уровня возникновения принципиальных физических или технологических ограничений. Это приводит к потребности в определении оптимального по технико-экономическим показателям облика РН, способной выводить КА в полученном диапазоне: 50-250 кг для зарубежных КА и 100-500 кг для отечественных.

Список литературы к разделу 2

1. Valery Y. Klyushnikov Micro launch vehicles: the segment in the launch services market and promising projects URL: [https://www.vesvks.ru/public/wysiwyg/files/VKS-3\(100\)-2019-web-58-71.pdf](https://www.vesvks.ru/public/wysiwyg/files/VKS-3(100)-2019-web-58-71.pdf)
2. Афанасьев И., Воронцов Д. Легкие ракеты-носители: тенденции рынка URL: <http://www.take-off.ru/item/2178-legkie-rakety-nositeli-tendentsii-rynka>
3. Design Drivers for a Viable Commercial Remote Sensing Space Architecture URL: <https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=4709&context=smallsat>

4. Соболев И.А. Проектный облик сверхнизкоорбитального космического аппарата дистанционного зондирования Земли. Инженерный журнал: наука и инновации, 2024, вып. 4. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2024-4-2351>
5. Start-1 Launch Vehicle User's Handbook URL: https://snebulos.mit.edu/projects/reference/launch_vehicles/START/start-v1.pdf
6. Иннотер. Спутники ДЗЗ. <https://innoter.com/sputniki/>
7. Сенцов Ю.И., Хмельщиков М.В. Зависимость веса космического аппарата дистанционного зондирования Земли от пространственного разрешения съемочной аппаратуры. Вестник НПО имени С.А. Лавочкина, 2015, № 2, с. 81–88.
8. Faisel, Em & Tubbal, Faisel & Elarabi, Asem & Etabeb, Abdelmonem & Marah, Hasan & Beneljankou, Khaled & Bellid, Mosbah & El-Bouaishi, Riyadh & Amer, Ahmed & Shita, Wesam & Srabet, Saleh & Elkaseh, Akram & Turkman, Ahmed. (2015). The Design Requirements for Libyan Imaging Mini- Satellite (LibyaSat-1). 10.1109/ICWT.2015.7449261.
9. Спутникс. Киноспутник. URL: <https://sputnix.ru/ru/platformyi/mka-na-plat-forme-pallada/kinosputnik>
10. Куренков В.И. Основы проектирования космических аппаратов оптико-электронного наблюдения поверхности Земли. Расчет основных характеристик и формирование проектного облика. Самара, Изд-во Самарского университета, 2020, 461 с. ISBN 978-5-7883-1572-0
11. Бетенски Э., Хопкинс Р., Шенон З. Проектирование оптических систем. Москва, Мир, 1983, 430 с.
12. Продукция ОКБ «Факел». URL: <https://fakel-russia.com/produksiya>
13. Волоцуев В.В. Низкоорбитальные космические аппараты высокодетального наблюдения с длительным сроком существования на рабочих орбитах высотой ниже четырехсот километров. Инженерный журнал: наука и инновации, 2021, вып. 12. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2021-12-2135>
14. Иннотер. Космические снимки сверхвысокого разрешения URL: <https://innoter.com/articles/kosmicheskie-snimki-sverkhvysokogo-razresheniya/>
15. Совзонд. Космическая съёмка URL: <https://sovzond.ru/products/spatial-data/satellites/>
16. Saito, Hirobumi & Akbar, Prilando & Watanabe, Hiromi & Ravindra, Vinay & Hirokawa, Jiro & Ura, Kenji & Pyne, Budhaditya. (2017). Compact X-Band Synthetic Aperture Radar for 100kg Class Satellite. IEICE Transactions on Communications. E100.B. 10.1587/trans-com.2016PFI0008
17. M.I Skolnik, Radar Handbook, Third Ed., McGraw-Hill, USA, 2008.
18. Храмов К.К. Костров В.В. Обеспечение чувствительности и радиометрического разрешения РСА X-диапазона на базе малых космических аппаратов URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/obespechenie-chuvstvitelnosti-i-radiometricheskogo-razresheniya-rsa-h-diapazona-na-baze-malyh-kosmicheskikh-apparatov/viewer>
19. Mass and power modeling of communication satellites URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19920019663/downloads/19920019663.pdf>

20. FINGERSAT project http://dma.ing.uniroma1.it/users/ls_sas/MATERIALE/PhA%20study%20Radar%20EO%20sat.pdf
21. Paek, Sung Wook & Balasubramanian, Sivagaminathan & Kim, Sangtae & de Weck, Olivier. (2020). Small-Satellite Synthetic Aperture Radar for Continuous Global Biospheric Monitoring: A Review. Remote Sensing. 12. 2546. 10.3390/rs12162546. URL:<https://ieeexplore.ieee.org/document/4509417>
22. Спутникс. Атомсат URL: <https://sputnix.ru/ru/platformyi/mka-na-platfome-pallada/atomsat>
23. Самарский университет им. Королёва представил на ПМЭФ макет спутника радиолокационного наблюдения "АИСТ-СТ" URL: <https://ssau.ru/news/21673-samarskiy-universitet-im-koroleva-predstavil-na-pmef-maket-sputnika-radiolokatsionnogo-nablyudeniya-aist-st>
24. Самарский МКА «Аист-СТ» готовится к запуску URL: <https://spacepi.space/news/samarskij-mka-aist-st-gotovitsya-k-zapusku/>
25. Moreira, Alberto & Prats-Iraola, Pau & Younis, Marwan & Krieger, Gerhard & Hajnsek, I. & Papathanassiou, Konstantinos. (2013). A Tutorial on Synthetic Aperture Radar. IEEE Geoscience and Remote Sensing Magazine (GRSM). 1. 6-43. 10.1109/MGRS.2013.2248301.

3. Формирование технического облика СЛРН

3.1 Введение

В рамках конкурса Национальной технологической инициативы «Аэро-нет» в 2020 г. была начата разработка проектов СЛРН с массой ПН не менее 250 кг на солнечно-синхронной орбите высотой 500 км, которая была доведена до завершения этапа аванпроекта (техническое задание на данном этапе предусматривало стартовую массу не более 20 тонн). Создание РН данного класса, как показывает опыт проектирования, не может быть выполнено на основе существующих ЖРД без модификаций. При этом возможное количество проектных решений, связанных с доработкой того или иного двигателя или созданием нового, становится весьма значительным.

3.2 Оценка характеристик ЖРД с вытеснительной подачей и ступеней РН на их основе

В числе прочих на упомянутый выше конкурс был представлен проект РН с вытеснительной подачей. Подобный подход опирается на максимальное

упрощение применяемых технологий. Для снижения стоимости разработки и производства составных частей подобной РН возможно использование, например, вытеснительной подачи с минимально эффективным давлением (около 15 бар в баках), металлических баков, горячего наддува и двигателей с абляционно-завесным охлаждением. Данные решения нацелены на минимизацию затрат на разработку проекта и снижение удельной стоимости выведения для конкуренции с РН более высокой грузоподъемности.

В качестве топливной пары для подобной РН наиболее эффективно использование жидкого кислорода и керосина. На всех трех ступенях возможно использование двигателя тягой около 2 тс у земли, имеющего высотные модификации с увеличенным сопловым насадком и унифицированную камеру сгорания. Такой двигатель может иметь абляционное охлаждение камеры сгорания, выполненной из наполненных фенольных смол, с дополнительной завесой в районе критического сечения. В смесительной головке целесообразно использование двухкомпонентных центробежных форсунок, спроектированных на минимальный перепад давлений. Управление вектором тяги осуществляется впрыском горючего в закритическую часть сопла. Расчётный удельный импульс двигателя первой ступени при давлении в камере сгорания 10 бар составляет 196 сек у земли и 275 сек в вакууме, второй ступени – 313 сек, третьей ступени – 327 сек. Проектное отношение тяги к массе у двигателя первой ступени составляет 75:1.

Аналогом и прототипом данного двигателя является прошедший лётные испытания Kestrel со второй ступени РН Falcon 1, продемонстрировавший при схожей тяге удельный импульс 327 с и время работы более 400 с, что сопоставимо с двигателем третьей ступени РН «Союз» РД-0110. Однако данный двигатель значительно уступает РД-107А, используемому на первой ступени РН

«Союз», обеспечивая удельный импульс на уровне Земли не более 200 с против 263 с. Тем не менее, по мере подъема ракеты в менее плотные слои атмосферы этот разрыв быстро сокращается.

Наиболее существенным для реализуемости концепции является массовое совершенство ступеней. Рассмотренный выше двигатель с вытеснительной подачей требует повышения давления подачи до 15 бар. РД-107А нуждается в давлении подачи 5-6 бар для разных компонентов. При этом, согласно литературным данным, сухая масса топливных баков пропорциональна давлению в них при неизменном объёме, форме и удлинении.

Получить оценку относительной сухой массы топливного отсека для РН с вытеснительной подачей тогда можно из следующих соображений. Для первой ступени РН «Союз» сухая масса одного ускорителя первой ступени составляет 3,784 т при заправке 39,16 т. Отнимая из сухой массы ускорителя сухую массу РД-107А (1,19 т), получаем относительную сухую массу топливного отсека на уровне 6,6%. Соответственно, при вытеснительной подаче этот показатель может составить до 16,5%. Массу сухих отсеков в данном оценочном расчёте можно принять пропорциональной массе топливных.

Также пропорционально вырастет и масса газа наддува. Для РД-107 расход жидкого азота составляет 0,55% от расхода основных компонентов. Соответственно, для повышенного давления при вытеснительной подаче его потребное количество около 1,4%. Следует отметить, что при таком расходе азота необходимое для работы двигателя минимальное давление в баках он может обеспечивать, только находясь в них при средней температуре около -38°C. Это указывает на большую эффективность системы горячего наддува для криогенных компонентов, чем была продемонстрирована для высококипящих в экспериментах. Массой бака для хранения жидкого азота можно пренебречь по сравнению с прочими погрешностями принятой оценочной методики.

Таким образом, без принятия дополнительных технических решений отношение сухой массой ступени (за исключением двигателей) к массе топлива может составить до 18% (!) Это согласуется со статистическими данными для РН с вытеснительной подачей. Соответствующая доля ПН для трёхступенчатой РН, удовлетворяющей условиям ТЗ, по результатам проектирования составляет 0,53% а её стартовая масса 47,4 т. Это заставляет рассматривать различные меры по повышению конструктивного совершенства ступеней с вытеснительной подачей.

Основным направлением повышения массового совершенства ступеней РН с вытеснительной подачей является использование дорогих сплавов или композитных конструкций. Для второй ступени американской РН Falcon-1, использующей вытеснительную подачу, сухая масса составляет 510 кг (из которых 52 кг весит двигатель Kestrel) при массе топлива 4028 кг, что приводит к относительной сухой массе топливного отсека на уровне 11,4%.

Применение гелиевой газобаллонной системы наддува с подогревом вместо наддува тёплым азотом может дополнительно повысить массовое совершенство топливных отсеков. Сохраняя температуру гелия на том же уровне, что и у азота в системе наддува баков РН «Союз», можно снизить его расход, отнесенный к расходу основных компонентов, до 0,2% применительно к РН с вытеснительной подачей.

Итого, использование композитных баков и наддува гелием вместо решений, использованных в РН «Союз», позволяет снизить относительную сухую массу ракетного блока (за исключением двигателей) с 18% до 11,6%. Соответствующее повышение доли полезной нагрузки составляет 0,0109, а стартовая масса РН снижается до 23 т.

Проработанный облик РН с вытеснительной подачей имеет существенно меньшую долю ПН, чем обычно используемые РН с турбонасосной подачей.

Это требует проведения оптимизационных расчётов для выбора применяемого типа двигателей.

3.3 Возможности использования производимых ЖРД

Двигатели, формально пригодные для первых ступеней СЛРН со стартовой массой около 20 т (обеспечивающей на солнечно-синхронной орбите массу ПН около 250 кг) должны:

- иметь тягу 40 тс и меньше;
- не использовать токсичные топливные компоненты;
- находиться в производстве.

Этим требованиям удовлетворяют РД-0110/0124, РД-0146 и 11Д58. Все они разработаны для верхних ступеней существующих ракет среднего и тяжелого класса и разгонных блоков. Это потребует создания и отработки специальной модификации таких двигателей с укороченным соплом для обеспечения возможности применения в атмосфере. В противном случае, как показывают расчёты, возможно возникновение отрывного течения и неустойчивая работа двигателя, сопровождаемая механическими колебаниями при перестройке течения.

Такие модификации будут обеспечивать меньшую тягу и удельный импульс, чем оригинальные двигатели. Кроме того, изменятся гидравлические потери в рубашке охлаждения и температура охлаждающего компонента на выходе из неё, что приведет к необходимости дополнительной отработки двигателя в изменившемся режиме работы.

Результаты расчёта тяги и удельного импульса оригинальных и модифицированных двигателей сведены в табл.3.1

Табл. 3.1. Расчётные параметры существующих двигателей в сравнении с их возможной модификацией с атмосферным соплом (выходное давление 1 бар)

Двигатель	Удельный импульс у Земли, сек	Удельный импульс в вакууме, сек	Тяга у Земли, тс	Тяга в ваку- уме, тс
(оригинал/модификация)				
РД-0124	200/303,9	359/331,1	16,7/28	30/30,6
РД-0110	254/280	326/304	23,4/25,8	30/28
РД-0146	195,8/371,8	460,5/402,7	4,25/8,1	10/8,7
11Д58	137,9/280,6	350/304	3,3/6,8	8,5/7,4

При этом РД-0146 использует в качестве горючего водород, который требует дополнительного оснащения стартовой площадки СЛРН в силу быстрого испарения, а его метановая версия не готова к серийному производству, как и метановое оборудование на космодромах – к эксплуатации.

Альтернативой РД-0124 с атмосферным соплом для первой ступени СЛРН является двигатель РД-107А/РД-108А, имеющий тягу на уровне моря/в вакууме на уровне (80,8...85,6)/(101...102) тс без потребности в модификации сопла и находящийся в серийном производстве. Это позволяет (и требует) повысить стартовую массу РН до 50-65 тонн, поскольку для 20-тонной ракеты его использование приводит к неприемлемым перегрузкам.

Баллистические расчёты для СЛРН показывают соотношение тяг второй и 1-й ступеней 10...20 для повторного включения и 20...40 – для непрерывного выведения. Для проектируемых и реально эксплуатируемых РН более тяжёлого класса это соотношение составляет 5...9, в т.ч. в целях унификации двигателей, используемых на обеих ступенях. Поэтому образом, для комплектации второй ступени СЛРН фактически могут быть использованы только модификации 11Д58.

Таким образом, при использовании существующих двигателей, находящихся в производстве, выполнение технического задания по массе ПН на зачётной орбите возможно только при существенном превышении стартовой массы над заданной. При этом получаемая величина ПН значительно выше требуемой, и фактически разрабатываемая ракета переходит в другой класс.

3.4 Возможности использования задельных двигателей

Перечень возможных проектных решений значительно расширяется, если рассматривать также двигатели, не находящиеся в производстве, но по которым имеется разного рода задел: устаревшие снятые с производства двигатели, стендовые макеты, заимствованные компоненты более мощных двигателей и т.д. В этом случае для первой ступени может быть использован перспективный двигатель разработки воронежского Конструкторского бюро химавтоматики (КБХА) РД-0124МС, тяга которого вдвое выше, чем у базового РД-0124 и составляет у земли около 50 тонн.

На второй ступени появляется возможность использования ЖРД на основе рулевой камеры (РК) двигателя РД-108А либо самостоятельно изготовленного двигателя с вытеснительной подачей. Также возможно использование РД-0109 разработки КБХА со схожими характеристиками, производство которого было прекращено в 1960-х годах.

При этом необходимо отметить, что применение на таком двигателе электронасосного агрегата, использование которых широко распространено в частных проектах данного класса за рубежом, скорее всего, будет неприемлемо в российских условиях. Большая часть критичных компонентов этого агрегата (в основном, высокомошные аккумуляторные батареи) относится к подсанкционному импорту и не имеет перспектив импортозамещения в ближайшем будущем. Поэтому выбор производится только между турбонасосным агрегатом и вытеснительной подачей.

3.5 Проектно-баллистический анализ

Итого, для комплектации сверхлёгкой РН могут быть использованы на первой ступени двигатели РД-108А, НК-31/39, РД-0124 и РД-0124МС, на второй: РД-0109 (или схожий с ним по характеристикам двигатель на основе рулевой камеры РД-108А), 11Д58М либо новый двигатель собственной разработки с вытеснительной подачей.

Для проектно-баллистического расчёта использовались следующие исходные данные:

- отношение заправленной массы ступени РН с насосной подачей к сухой 12,3 (среднее значение для ракетных блоков А РН «Союз-2.1б»);
- для вариантов с насосной подачей РН принималась двухступенчатой, масса и тяговооруженность ступеней определялась как оптимальная по величине ПН без учёта полей падения, на второй ступени реализовано повторное включение, если оно возможно для используемого двигателя.

В результате расчёта определялись значения массы полезной нагрузки РН на солнечно-синхронной орбите высотой 500 км. Результаты расчёта сведены в табл.3.2. Использование доработанного на атмосферное сопло двигателя открытого цикла РД-0110 приводит к значениям ПН, не удовлетворяющим требованиям ТЗ, поэтому в таблице они не приводятся.

Также не рассматривался вариант с несколькими доработанными на атмосферное сопло 11Д58 на первой ступени, т.к. по удельному импульсу на уровне моря такая модификация не превосходит доработанный РД-0110, будучи при этом тяжелее него. Однако при использовании более лёгких двигателей на основе рулевых камер РД-108А это возможно, поэтому подобный вариант был проработан в исполнении с 9 двигателями. Для него не рассматривалась верхняя ступень с вытеснительной подачей, т.к. он не имеет резерва грузоподъёмности, а также с 11Д58М, неоптимальным по тяге – только однотипная камера с вакуумным соплом.

Табл. 3.2. Оценочные величины ПН РН с доступными ЖРД

Двигатель 1-й ступени	Двигатель 2-й ступени	ПН, кг
РД-108А	РД-0109	900
	ЖРД на основе РК РД-108А	900
	11Д58М	1280
	ЖРД с вытеснительной подачей	740
РД-0124МС	РД-0109	864
	ЖРД на основе РК РД-108А	837
	11Д58М	946

Двигатель 1-й ступени	Двигатель 2-й ступени	ПН, кг
	ЖРД с вытеснительной подачей	557
РД-0124 («земной»)	РД-0109	289
	ЖРД на основе РК РД-108А	365
	11Д58М	93
	ЖРД с вытеснительной подачей	300
НК-31/39 («земной»)	РД-0109	238
	ЖРД на основе РК РД-108А	303
	11Д58М	90
	ЖРД с вытеснительной подачей	217
9*РК РД-108А	РК РД-108А	277

Из табл.3.2 видно, что полезная нагрузка вариантов РН, отличающихся использованием доработанных НК-31/39 или РД-0124 на первой ступени, а также РД-0109 или двигателя на основе РК РД-108А, различается меньше, чем погрешность использованной при анализе методики. Поэтому рационально объединить их в единые варианты, а выбор конкретного двигателя производить из конъюнктурных соображений, если подобный вариант окажется рациональным по технико-экономическим критериям.

3.6 Технико-экономический анализ

Не существует однозначно приемлемой методики определения стоимости РН при предпроектных расчётах. Обычно используется два подхода к оценке стоимости ракет. В первом стоимость ракеты пропорциональна количеству используемых в ней деталей, во втором – сухой массе. Чтобы учесть роль двигателей в формировании стоимости РН, можно рассмотреть их ценообразование и характеристики отдельно.

Тогда по первой теории стоимость РН определится как сумма константы, определяемой стоимостью прочих конструктивных элементов, помимо двигателей (поскольку количество деталей не изменяется при масштабировании конструкции с изменением характеристик двигателя), с суммарной стоимостью применяемых двигателей $C_{дв}$. Удельная стоимость выведения, соответственно, определится как отношение этой величины к массе ПН $M_{пн}$:

$$\overline{C}_1 = \frac{C_{\text{дв}} + C_1}{M_{\text{ПН}}}$$

Значение константы C_1 показывает стоимость прочего оборудования РН. Оно может быть оценено через среднюю стоимость ракетного блока РН «Союз-2.1б», поскольку данная теория ценообразования предполагает, что с изменением массы ракетного блока его цена не должна измениться, т.к. состав деталей останется тем же самым.

По второй теории стоимость РН определится как сумма константы удельной стоимости прочего оборудования РН C_2 , умноженной на её сухую массу $M_{\text{РН.с}}$ за вычетом массы двигателей $m_{\text{дв}}$, и суммарной стоимости применяемых двигателей.

$$\overline{C}_2 = \frac{C_{\text{дв}} + C_2(M_{\text{РН.с}} - m_{\text{дв}})}{M_{\text{ПН}}}$$

Здесь стоимость двигателя определяется для типичных представителей их типов (вытеснительная подача, насосная подача по открытой схеме, насосная подача по замкнутой схеме) пересчётом через величину тяги $R_{\text{дв}}$ из стоимости прототипов $C_{\text{пр}}$, т.е.

$$C_{\text{дв}} = C_{\text{пр}} \frac{R_{\text{дв}}}{R_{\text{пр}}}$$

Масса ПН определяется из проектно-баллистического расчёта, в котором используются типовые значения характеристик двигателя для каждого варианта подачи. Значение константы C_2 , т.е. стоимости килограмма сухой массы конструкции РН, можно определить по известным параметрам для РН «Союз-2.1б», так как в проекте предполагается использование тех же технологий.

Реальная стоимость изделий, скорее всего, будет находиться внутри диапазона, предсказываемого двумя описанными теориями ценообразования. Это даёт возможность провести следующие экономические расчёты.

По стоимости большинства находящихся в производстве двигателей из числа проанализированных выше существуют опубликованные данные по контрактам различной давности. Считая, что механизм ценообразования с тех пор не изменился, можно пересчитать цены на современные с учётом общероссийских показателей инфляции.

Стоимость двигателей, для которых таких показателей нет, пересчитывалась из данных по тем ЖРД, для которых она доступна, с помощью Advanced Misson Cost Model. По ней определялось значение стоимости базового двигателя и анализируемого соответствующей массы, затем на их соотношение домножалась стоимость базового двигателя. В качестве базового для двигателя РД-0124МС принимался РД-0124, для РД-0109 – РД-108А. Следует отметить, что опубликованные стоимости российских двигателей отражают ценообразование для федеральных пусков, т.е., фактически, себестоимость. Для частных заказчиков цена может вырасти.

Для двигателя с вытеснительной подачей была взята стоимость одного из прототипов – двигателя Liberty американской компании Microcosm тягой около 2 тс. Для пересчёта на современную стоимость использовалась, соответственно, инфляция в США и курс доллара на конец 2023 г. Итоговое значение было скорректировано на отношение валового внутреннего продукта России по паритету покупательной способности к номинальному 0,42, чтобы отразить меньшую стоимость российского оборудования по сравнению с американским.

Значения стоимости двигателей сведены в табл.3.3

Табл.3.3 Оценочная стоимость отечественных и зарубежных двигателей с возможностью использования в проекте.

Двигатель	Цена, млн. руб.	Дата кон-тракта	Цена на конец 2023 г., млн.руб.	Удельная стоимость тяги, тыс.руб./кгс
РД-108А	30	2011-01-01	71,5	0,84
РД-0124	82	2011-01-01	195,5	7,0
11Д58М	63,5	2011-01-01	151,4	17,8
РК РД-108А	-	-	14,3	2,6
РД-0124МС	-	-	310,9	6,2
ЖРД с вытеснительной подачей	12 тыс.долл. =0,06414 млн.руб.	16.09.1996	0,88	0,45

Определим константы C_1 и C_2 для расчёта стоимости СЛРН. Стоимость производства РН «Союз-2.1б» составляла в 2011 году 898,2 млн.руб. В её состав входят пять двигателей РД-107/108 стоимостью 30 млн.руб. каждый (на ту же дату) и один двигатель РД-0124 стоимостью 82 млн.руб. Таким образом, суммарная стоимость двигателей составила 232 млн.руб. или 25,8% от стоимости РН.

Сухая масса РН составила приблизительно 24 т или за вычетом масс двигателей около 18 т. То есть стоимость килограмма конструкции РН составила 37 тыс.руб. 2011 года или, с пересчётом по инфляции на конец 2023 года, $C_2=88,2$ тыс.руб.

При этом РН «Союз-2.1б» состоит из шести ракетных блоков. Средняя стоимость одного ракетного блока без двигателя составит на конец 2023 года 264,5 млн.руб. Т.е. $C_1=264,5$ млн.руб* N , где N –число ракетных блоков в рассматриваемой РН.

Теперь для рассматриваемых вариантов СЛРН можно оценить стоимость по обеим теориям ценообразования. Результаты расчётов сведены в табл.3.4.

Табл.3.4 Результаты оценки стоимости СЛРН на основе существующих и перспективных двигателей

Вариант РН	Стоимость по 1-й теории, млн.руб.	Стоимость по 2-й теории, млн.руб.	Удельная стоимость по 1-й теории, млн.руб./кг	Удельная стоимость по 2-й теории, млн.руб./кг
Вытеснительная подача, алюминиевый корпус	804,5	741,4	2,9	2,7
Вытеснительная подача, композитный корпус	>706,5	>230,5	>2,6	>0,84
РД-108А+ РК РД-108А	614,5	455,4	0,68	0,51
РД-108А+11Д58М	751,9	592,5	0,58	0,46
РД-108А+вытеснительная ступень	>601,0	>479	>0,81	>0,65
РД-0124МС+ РК РД-108А	853,9	505,0	0,99	0,58
РД-0124МС+11Д58М	991,3	686,2	1,18	0,82
РД-0124МС+ вытеснительная ступень	>840,4	>564,9	1,51	1,01
РД-0124(з)+ РК РД-108А	738,8	323,3	3,1	1,35
РД-0124(з)+ вытеснительная ступень	>725	>312,4	2,4	1,04
9*РК РД-108А+ РК РД-108А	672	260	2,4	0,93

3.7 Выводы и рекомендации

Из анализа табл.3.4 можно сделать следующие выводы. Вытеснительная подача при использовании металлических корпусов приводит к существенному росту стоимости вывода и бесперспективна. Композитный корпус потенциально способен обеспечить конкурентоспособность РН с вытеснительной подачей, однако его себестоимость не может быть оценена по аналогии с металлическим и требует уточнения прямым расчётом по результатам проектирования.

Без учёта вариантов с вытеснительной подачей минимальную стоимость РН обеспечивают ДУ на основе задела РД-108. В зависимости от применяемой теории ценообразования, она обеспечивается конфигурацией РД-108А+ РК

РД-108А либо 9*РК РД-108А+ РК РД-108А. Минимальная удельная стоимость обеспечивается конфигурацией РД-108А+11Д58М, однако в основном за счёт грузоподъёмности более тонны на целевой орбите, что позволяет отнести такую РН уже к другому, лёгкому классу. К тому же установка дополнительного соплового насадка на РК РД-108А или РД-0109 способна повысить величину ПН на целевой орбите без существенного увеличения стоимости, что может вывести её в лидеры по удельной грузоподъёмности без потери лидерства по абсолютной стоимости РН по 1-й теории ценообразования.

Применение замкнутой схемы подачи экономически нецелесообразно для СЛРН. Конфигурации на основе таких двигателей не имеют экономического выигрыша по сравнению с основанными на открытой схеме, при этом усложняя конструкцию РН и снижая её надёжность.

3.8 Заключение

Проведенная оценка возможных характеристик ступеней РН на основе двигателей с вытеснительной подачей показывает принципиальную конкурентоспособность с вариантами на основе турбонасосной подачи, однако только на весьма высоком технологическом уровне – при использовании баков из композитов и дорогих сплавов, а также сложных систем наддува. Сформированный перечень двигателей, на основе модифицированных версий которых в принципе может быть построена СЛРН, включает РД-108А, НК-31/39, РД-0124 (МС), РД-0109 (или схожий с ним по характеристикам двигатель на основе рулевой камеры РД-108А), 11Д58М. При этом проектно-баллистический и технико-экономический анализ возможных конфигураций СЛРН на основе этих двигателей показывает наличие преимуществ по стоимости ракеты и удельной стоимости выведения у вариантов, использующих ЖРД на основе задела РД-108. Данные варианты можно рекомендовать к дальнейшему более детальному технико-экономическому анализу, для чего необходима уточнённая модель стоимости РН.

Список литературы к разделу 3

1. Объявлены итоги второго этапа конкурса на создание ракеты — носителя сверхлегкого класса и межорбитального малого разгонного блока URL: <https://nti-aeronet.ru/blog/2022/05/25/objavleny-itogi-vtorogo-jetapa-konkursa-na-sozdanie-rakety-nositelja-sverhlegkogo-klassa-i-mezhorbitalnogo-malogo-razgonnogo-bloka/>
2. Бечаснов П.М., Ильин А.М. Возможные принципы построения малобюджетной ракеты-носителя сверхлегкого класса. Инженерный журнал: наука и инновации, 2023, вып. 5. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2023-5-2271>
3. Бечаснов П.М., Дзись-Войнаровский Н.Н., Ильин А.М. Малобюджетный низконапорный жидкостной ракетный двигатель с абляционно-завесным охлаждением// Перспективы развития двигателестроения: материалы международной научно-технической конференции имени Н.Д. Кузнецова, 21–23 июня 2023 г. В 2 томах, том 2. — Самара: Издательство Самарского университета, 2023. — 436 с.
4. Falcon-1 Users Guide URL: <https://web.archive.org/web/20081001161902/http://www.spacex.com/Falcon1UsersGuide.pdf>
5. Кравченко Д.Г., Анискевич Ю.В., Лабанова А.М. Устройство двигателя РД-107: учебное пособие. СПб.:Балт. гос. техн. ун-т., 2018. — 27 с.
6. Гахун Г.Г., Алексеев И.Г., Березанская Е.Л., Гутковский Э.Л., Хованский О.М. Атлас конструкций ЖРД. Часть 1. М.: МАИ, 1969, 142 с.
7. Soyuz rocket user guide URL: <https://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2015/09/Soyuz-Users-Manual-March-2012.pdf>
8. Беляев Н.М. Системы наддува топливных баков ракет. М.: Машиностроение, 1976. - 334 с.
9. London J.R. LEO On The Cheap: Methods for Achieving Drastic Reductions in Launch Costs. U.S. Air Force Research Report No. AU-ARI-93-8 (1994)
10. Ecoruspace. Техника. Двигательные установки. URL: <https://web.archive.org/web/20180319082526/http://ecoruspace.me/%D0%94%D0%B2%D0%B8%D0%B3%D0%B0%D1%82%D0%B5%D0%BB%D1%8C%D0%BD%D1%8B%D0%B5%20%D1%83%D1%81%D1%82%D0%B0%D0%BD%D0%BE%D0%B2%D0%BA%D0%B8.html>
11. Advanced Misson Cost Model URL: <https://www.globalsecurity.org/military/intro/reference/calc/AMCM.htm>
12. Bauer T.P., Conger R.E., Keith E.L., Wertz J.R. Status of the Scorpius Low Cost Launch Services Program URL: <https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=2465&context=smallsat>
13. Ecoruspace. PH «Союз-2.16» URL: <https://web.archive.org/web/20220928002947/https://ecoruspace.me/%D0%A1%D0%BE%D1%8E%D0%B7-2.1%D0%B1.html>

4. Формирование зависимости стоимости СЛРН от масштабного фактора

4.1 Принципы стоимостного инжиниринга и оценки затрат

В последние десятилетия при проектировании РН руководствовались только одним принципом: максимальная производительность при минимальном весе. До тех пор, пока характеристики ракетных двигателей были посредственными, а преобладали традиционные материалы и методы конструирования, производительность действительно была критическим вопросом. Однако ситуация изменилась: минимизация веса или повышение производительности до максимально возможной степени всегда были дорогостоящим подходом. Приоритетом в настоящем и будущем являются минимальные затраты. Будущие ракеты-носители больше не являются престижными национальными проектами, а являются предметом коммерческой эксплуатации и международной конкуренции.

“Расчет затрат” - это третий уровень проектирования ракеты-носителя. В начальной истории ракеты-носителя стоимость не имела значения. Вторым шагом было правило “Проектирование с учетом затрат“, которое означает соблюдение заранее определенного бюджета. В случае "Cost Engineering" целью является концепция дизайна изделия с минимальной стоимостью. Это означает, что затраты должны приниматься во внимание в качестве проектного критерия для каждого технического решения. Например, использование менее передовых технологий и/или существующих компонентов приведет к снижению стоимости разработки (и снижению риска!), а также к снижению затрат на изготовление.

Важно - и в этом отличие от прежней методологии - начинать анализ затрат в самом начале процесса проектирования, а НЕ после разработки детального проекта. Обычная оценка затрат “снизу-вверх” с подробной калькуляцией стоимости каждого компонента и каждого вида деятельности является

дорогостоящей и отнимает много времени. Это также может привести к неприемлемому общему уровню затрат, и весь процесс придется начинать заново.

Применение стоимостного инжиниринга наиболее важно на этапе аванпроекта, поскольку все решения, которые оказывают существенное влияние на затраты и экономику (и, соответственно, на успех проекта), принимаются на этом раннем этапе. Если эта возможность будет упущена, будет чрезвычайно трудно „принудительно“ снизить затраты позже, когда затраты на разработку вырастут или обнаружатся проблемы с конкурентными издержками.

На этапе ЭП роль калькулирования затрат заключается в проверке детального планирования затрат и / или стоимости предложения. Если есть явные различия, то, возможно, произошла ошибка в учете затрат - или есть реальная веская причина для отклонения от ожидаемых стандартных значений затрат.

Для каждой концепции РН с заданными требованиями к ПН существует оптимальная стартовая масса, которая обеспечивает минимальную стоимость. Низкая сухая масса в результате широкого применения высокотехнологичных материалов, процедур, подсистем и компонентов обычно приводит к высоким затратам - как на разработку, так и на производство. С другой стороны, для очень низкотехнологичной конструкции сухая масса и габариты становятся довольно большими и тяжелыми. Это может снизить стоимость разработки, но увеличит стоимость пуска. Этот низкотехнологичный подход предлагался несколько раз в прошлом, но так и не был реализован.

Этот подход к определению технологического стандарта, который приводит к наименьшим затратам, а не к минимальному весу, НЕ противоречит тому факту, что затраты в моделях обычно привязаны к сухой массе. Они предполагают одинаковый технологический стандарт для любого размера и увеличение ПН с увеличением сухой массы.

Еще одной областью калькулирования затрат является проверка новых технологий: прежде чем инвестировать в дорогостоящую программу разработки технологий, следует убедиться, что новая технология способствует повышению экономической эффективности. Примерами обратного являются предложения по трехтопливным ракетным двигателям или сжижению воздуха в полете с целью уменьшения массы при запуске, приводящие к более высоким затратам, большей сложности и риску вместо снижения затрат.

Оценка стоимости нового проекта должна основываться на прошлом опыте. Однако надежные данные о стоимости встречаются редко. В большинстве случаев они считаются конфиденциальными, и если публикуются, то, как правило, без подробного определения объема работ. Восстановить данные о стоимости прошлых проектов даже внутри компании сложно из-за контрактной и административной сложности проектов, включая изменения, доработки и дополнительные контракты.

Для серьезного анализа затрат и их оценки важно четко различать ключевые области затрат, поскольку они имеют разные характеристики. Это:

- затраты на разработку (единовременные затраты);
- стоимость производства,
- прямые и косвенные эксплуатационные расходы (включая расходы на реконструкцию многоразовых РН).

Чем больше количество эталонных проектов, тем качественнее и надежнее модели затрат. Модели затрат в принципе основаны на статистических данных о стоимости реализованных проектов. Следовательно, не было возможности установить реалистичную модель затрат на системы запуска до 1970 года, когда стали доступны затраты на элементы ракеты-носителя Saturn-V.

Однако уже в 1962 году проф. Ойген Зангер подготовил сравнение стоимости авиационных (крылатых) и баллистических систем. Он выделил основ-

ные и различные области затрат, такие как затраты на разработку, производственные затраты и затраты на наземные операции. Он также признал, что затраты на разработку и производство зависят от массы единицы, но увеличиваются пропорционально массе. В настоящее время существуют модели затрат для систем различного характера и наследия с использованием различных методологий.

Модель TRANSCOST:

- создана для начальной стадии концептуального проектирования космических транспортных систем и двигателей;
- это системная модель, которая не пытается углубляться в подсистемы (за исключением собственно двигателей), поскольку это не считается целесообразным или осуществимым на начальном этапе проектирования;
- представляет собой „прозрачную модель" с графическим отображением опорных точек данных вместо засекреченной базы данных;
- основана на обширной базе данных, собранных за период около 47 лет (с 1960 по 2006 год) по американским, европейским и японским проектам космических аппаратов и двигателей;
- использует „человеко-год" (MYr) в качестве единицы калькуляции затрат, чтобы получить точные данные о затратах на международном уровне и не зависеть от ежегодных изменений, вызванных инфляцией и другими факторами, такими как колебания курса пересчета валют;
- имеет погрешность от + /-от 15 до 20 %.

Стоимостные показатели, рассчитанные TRANSCOST, следует рассматривать как цены, включающие нормальную норму прибыли в размере от 5 до 12 %.

Модель TRANSCOST состоит из трех взаимосвязанных подмоделей, учитывающих три различные области затрат в бизнесе космических перевозок:

- подмодель затрат на разработку,
- подмодель стоимости транспортного средства (производство, интеграция и проверка)
- подмодель наземных и летных операций.

Преимуществом данной структуры модели является возможность проведения оценки затрат во всех этих трех областях отдельно и/или совместно. Следующим уровнем организации модели являются различные технические системы со схожими характеристиками. Для подмодели затрат на разработку это: РДТТ, ЖРД с ТНА, ЖРД с вытеснительной подачей, воздушно-реактивные двигатели, твердотопливные ступени, жидкостные ДУ, жидкостные ступени однократного и многократного применения, крылатые орбитальные корабли, разгонные ступени горизонтального взлёта (самолётный старт), разгонные ступени горизонтального взлёта (ракетный старт), пилотируемые спускаемые аппараты и КА.

Отдельный учёт двигателей нужен, поскольку изделие может иметь разное количество двигателей, которые могут быть уже существующей моделью или требовать новой разработки.

Для модели себестоимости изделия (подмодель 2) есть восемь подмоделей: РДТТ, ЖРД, воздушно-реактивные двигатели, жидкостные ДУ, ракетные блоки, авиационные блоки, крылатые корабли, пилотируемые КА

Для каждой из этих подмоделей в обеих моделях была получена модель затрат в форме $C = aM^n$, где C - стоимость, a - постоянное значение для конкретной системы, M - масса в кг, n - коэффициент чувствительности стоимости к массе для конкретной подмодели.

Исходные данные о стоимости преобразовывались в трудоёмкость, чтобы сделать сопоставимыми проекты, выполненные в разные периоды времени и в разных странах. Исходя из конкретного соотношения затрат и массы в группах аналогичных систем регрессией определялись показатели a и n .

Для модели разработки, однако, этого недостаточно для достижения желаемой точности 20...25 %. Требуется ввести три коэффициента для подмоделей затрат на разработку:

f_1 - коэффициент состояния технического развития, связанный со статусом аналогичных проектов (первые в своем роде и т.д.),

f_2 - коэффициент технического качества, выводимый специально для каждой системы на основе присущих ей технических параметров, и

f_3 = Коэффициент командного опыта, основано на предыдущем опыте работы команды с аналогичными проектами.

Для модели производственных затрат на автомобиль необходимо учитывать „фактор обучения“, при этом f_4 - коэффициент снижения затрат при серийном производстве.

Большинство моделей затрат основаны на исходной массе системы или блока. Однако это не означает, что стоимость пропорциональна массе. Реальная ситуация намного сложнее, и бывают случаи, когда меньшая масса означает более высокую стоимость, например, внедрение передовых технологий с целью снижения веса, но это может быть учтено с помощью фактора технического качества, как показано в примерах ниже.

Другой проблемой является недооценка массы, что является правилом на начальном этапе проектирования. Это не имеет ничего общего с проектными запасами прочности или недостаточной точностью расчетов, но связано с добавлением большого количества второстепенных элементов, а также с дополнительными требованиями, возникающими в этап детального проектирования. Поскольку недооценка массы автоматически приводит к слишком низкой стоимости, необходимо включать в каждую оценку массы проекта дополнительный запас массы от 5 до 20 %, в зависимости от этапа исследования

Исторически фактическое увеличение массы для ракеты Thor составило 6,3 %, для криогенных ступеней Saturn S-IV и S-IVB - 13,7 и 12,5 %, лунного

посадочного модуля - на 27%, Space Shuttle - на 25%. Но это неудивительно для системы „первого поколения“. Этот запас массы не следует рассматривать как конструктивный запас прочности.

Специфической особенностью модели TRANSCOST является использование трудоёмкости в качестве себестоимости. Эта функция (пока) не является общепринятой, однако это единственный способ получить модель затрат на основе проектов разных периодов времени - с 1960 по 2006 год - и использовать ее для проектов в разных странах с разными валютами, разными уровнями инфляции и плавающими курсами. Например, стоимость человекогода в 2007 году составляла в США около 252 тыс. долл.

Производительность со временем повышается благодаря более глубоким знаниям и применению более передовых материалов и технологий обработки. Например, анализ NASA показал, что оборудование Apollo в настоящее время, примерно 50 лет спустя, потребует на 33% меньше усилий для разработки и на 22 % меньше для сборки. Однако это ограничено механическими системами; в области авионики и программного обеспечения дело обстоит наоборот из-за значительно возросших требований и возможностей. Следовательно, поскольку модель TRANSCOST - это системная модель, в которой считается, что два эффекта более или менее сбалансированы, повышение производительности и время не принимаются во внимание.

4.2 Затраты на разработку транспортных систем и двигателей

Оценка стоимости разработки является одной из наиболее сложных областей калькуляции затрат, поскольку при определении программы разработки можно обнаружить большое субъективное влияние. Существует довольно много технических критериев: степень учета затрат, состояние технологии и реалистичность оценок массы и запасов, а также объем испытаний и количество прототипов, которые считаются необходимыми. Кроме того, на за-

траты на разработку влияют административные, контрактные и деловые аспекты.

Основными критериями, влияющими на стоимость разработки РН, являются:

- стартовая масса и габариты,
- количество и тип ступеней,
- технологическая готовность и объем существующих подсистем и компонентов,
- тип и количество двигателей,
- требования к надежности и безопасности,
- стратегия верификации и тестирования,
- количество летных единиц и летных испытаний,
- опыт работы в компании и команде,
- организация программы и процедуры управления,
- планирование бюджета программы и график финансирования,
- технические изменения, требуемые заказчиком,
- условия контракта и т.д.

Одна и та же РН с одинаковой ПН может потребовать широкого диапазона затрат на разработку. Результат просто зависит от лучшей или худшей реализации вышеупомянутых критериев.

В программах разработки крупных РН разница между одноразовыми РН по сравнению с многоразовыми крылатыми аппаратами является практически двукратной при равной массе ПН для больших изделий и четырехкратной – для малых. Размер РН не является основным фактором затрат: увеличение размера РН и соответственно его ПН на 20% приводит к увеличению стоимости разработки лишь на 4-7 %. Таким образом, с точки зрения затрат целесообразно несколько увеличить габариты, чтобы иметь достаточный запас ПН.

Количество ступеней оказывает существенное влияние не только на стоимость разработки, но и на производственные затраты, сборку и эксплуатацию. Для твердотопливных РН требуется 3-4 ступени, для жидкостных РН - 2-3 ступени, а для водородных 1-2 ступени. Принципы экономичного проектирования рекомендуют свести к минимуму количество ступеней, а также различных двигателей. Большее количество ступеней означает не только необходимость разработки и изготовления большего количества систем, но и дополнительное управление разделением, снижающее надежность. Таким образом, с точки зрения затрат одноступенчатые РН теоретически являются наиболее экономичным и надежным решением.

Разработка, предусмотренная в этой подмодели, определяется как традиционный подход правительственных агентств (NASA, ESA и т.д.). Объем "разработки" или единовременных затрат включает все виды деятельности от эскизного проекта до литерирования документации, включая все построенные тестовые образцы, включая прототипы или лётные изделия. Кроме того, наземные установки, необходимый инструмент и испытательное оборудование включены в общую стоимость разработки, при условии, что требуется только дополнительное оборудование, но не капитальное строительство.

В случае совершенно новых объектов необходимо учитывать дополнительную стоимость оборудования. Также желаемое или запрашиваемое количество летных испытаний должно быть добавлено с помощью подмоделей затрат на производство, наземную и летную эксплуатацию.

Следует помнить, что для каждой подсистемы изделия требуется своя собственная модель и свой технически производный коэффициент качества f_2 . Хотя это системная модель, двигатели должны рассматриваться отдельно, поскольку на изделии может быть разное количество двигателей, существующих или разрабатываемых вновь.

Подмодель состоит только из двух элементов: модель изделия и модель

двигателя. Коэффициент интеграции f_0 учитывает количество блоков изделия; он имеет значение $1,04^N$, где N - количество блоков.

Общая стоимость разработки РН представляет собой общую стоимость добавленных элементов, умноженную на коэффициент системного проектирования / интеграции и коэффициенты влияния программных затрат

$$C_D = f_0(\Sigma H_V + \Sigma H_E) f_6 \cdot f_7 \cdot f_8$$

Это выглядит относительно просто - но только в принципе. На самом деле проблема оценки стоимости намного сложнее, поскольку это не только технический или математический предмет. Человеческий фактор также играет важную роль. Он учитывается в первую очередь в стоимости разработки элементов, а также в общей оценке стоимости программы.

Для оценки стоимости разработки будущего проекта в дополнение к основным данным подмоделей необходимо учитывать несколько критериев. Этими критериями являются новизна проекта и опыт команды-разработчика в области проекта.

Кроме того, существует ряд последствий для программных затрат, таких как:

- качество и объем подготовки проекта, такие как детальные исследования по определению и предварительные разработки технологии;
- тип организации работ по проекту;
- запланированный график работы и бюджетные ограничения.

Все это необходимо учитывать, чтобы получить реалистичный диапазон ожидаемых максимальных и минимальных затрат на разработку, которые легко могут отличаться в 2 или более раз. Путем тщательного планирования проекта с учетом затрат принципиально возможно существенное сокращение затрат.

Стоимость разработки РН C_D - это общая стоимость промышленной или технической разработки. Полная стоимость программы будет дополнительно

включать:

- расходы государственного агентства на управление программой и надзорный персонал;
- резерв финансирования для потенциальных изменений или дополнительных задач разработки;
- расходы на техническую поддержку,
- инвестиции в наземную инфраструктуру и стартовую площадку.

Дополнительные затраты по сравнению с C_D , также называемые "коэффициентом покрытия", исторически составляли от 22 до 27 %. Помимо производственных затрат и затрат на поддержку программы, существуют затраты на инфляцию в период разработки, которая должна быть учтена при годовом планировании бюджета.

В модели TRANSCOST есть три технических фактора, которые будут определены в этой главе.

Коэффициент новизны разработки f_1 : разрабатываться может быть совершенно новая система первого поколения, включающая новые методы и технологии ($f_1 = 1,3-1,4$), новая разработка на существующем уровне техники ($f_1 = 1,1-1,2$). С другой стороны, проект также может состоять из аналогичных существующим подсистем ($f_1 = 0,9-1,1$), представлять собой модификацию уже существующей системы ($f_1 = 0,7-0,9$), или даже быть незначительным изменением в существующем проекте ($f_1 = 0,4-0,6$)

К сожалению, здесь нельзя избежать субъективности суждения.

Коэффициент технического качества f_2 – производное от технических характеристик проекта. Этот фактор индивидуален и характерен для каждой технической системы, и он может быть наиболее важным фактором, определяющим затраты. Коэффициент основан на массе, на производительности, либо на другом важном факторе, влияющем на стоимость, таком как количество квалификационных прожигов в случае ЖРД.

Коэффициент опыта команды f_3 . Очевидно, что неопытной новой команде потребуются более значительные усилия по разработке, чем команде, которая ранее, например, решала очень похожую задачу.

Новая команда, без соответствующего опыта работы	$f_3 = 1.3-1.4$
Частично новые проектные действия для команды	$f_3 = 1.1 - 1.2$
Команда с некоторым опытом работы в этой области	$f_3 = 1,0$
Команда выполняла разработку аналогичных проектов	$f_3 = 0.8-0.9$
Большой опыт работы с проектами такого типа	$f_3 = 0.7 -0.8$

4.3 Модели стоимости разработки двигателей

Твердотопливные ракетные двигатели

Исторически конечная масса РДТТ составляет приблизительно 9-10% от массы топлива для моноблочного заряда и 10-11% для сегментированного. При массе топлива более 100 т используются сегментированные заряды. Существует десять эталонных проектов с достаточными техническими данными и данными о стоимости, начиная с двигателей для небольших спутников и заканчивая крупными многосегментными двигателями для ракет-носителей. Коэффициент технического качества не вводится в эту подмодель. Полученная базовая модель стоимости РДТТ такова

$$H_{РДТТ} = 16,3M^{0.54}f_1f_3$$

Количество испытаний велико только для небольших двигателей. С увеличением размера двигателя оно уменьшается и составляет всего 3-6 для больших двигателей - в отличие от жидкостных двигателей. Номинальная надежность определяется в данном случае вероятностными методами и соблюдением технологии в серии, а не количеством испытаний. Кроме того, соотношение затрат на разработку и стоимость изготовления образца составляет около 30, следовательно, количество созданных изделий не является фактором, определяющим затраты на разработку.

ЖРД с турбонасосами

Отношение тяги двигателя к массе двигателя изменяется нелинейно от приблизительно 35 при минимальной отработанной тяге 2 тс до в среднем 100 при тяге 80 тс, и далее среднее остаётся неизменным вплоть до максимальных значений тяг. Хорошей аппроксимацией среднего значения этого отношения для двигателей малых тяг является степенная регрессия $27 \cdot R^{0,3014}$ (где R – в тонно-силах). Эта зависимость полезна в случаях, когда известен только уровень тяги двигателя, но не масса двигателя. Более детальные оценки массы требуют использования уточнённых моделей.

База для оценки стоимости включает 10 эталонных проектов из США, Европы и Японии. Модель стоимости выглядит как

$$N_{\text{ЖРД}} = 277M^{0,48}f_1f_2f_3$$

Основное влияние на затраты на разработку оказывают количество испытательных пусков и, соответственно, требуемая надежность двигателя. Существует тесная взаимосвязь между количеством испытаний двигателя и продемонстрированной надежностью.

Оценочное потребное количество испытаний под заданную надёжность p можно определить по регрессионной зависимости $n = \frac{1}{a+b \cdot \ln(p)}$. Реально подтверждённая для ЖРД надёжность не превышает 0,995. Для сравнения, реактивные двигатели проходят квалификацию в виде 12000 циклов выносливости перед летными испытаниями, что позволяет достичь эксплуатационной надежности 0,9999.

Хотя должна быть возможность сократить количество тестовых стрельб за счет применения современных вероятностных методов, первоначальная оценка, по-видимому, хорошо подтверждается практическим опытом последних десятилетий. На самом деле, количество квалификационных испытаний двигателей перед первым полетом значительно отличается и составляет от сотен до тысяч пусков.

Для двигателей с абляционными камерами сложность ниже, и можно ожидать меньшего количества испытаний. Однако двигатель Merlin 1A для FALCON-1 прошел всего 130 испытаний перед первым полетом, и система дала сбой при первом запуске в марте 2006 года.

На этом фоне зависимости надежности двигателя от количества квалификационных запусков можно ввести технический коэффициент качества

$$f_2 = 0,026 \ln(n)^2$$

Однако эффективная эксплуатационная надежность двигателя зависит не только от количества квалификационных испытаний, но и от используемого рабочего уровня тяги. Если уровень тяги во время полета ограничен примерно 95% или 90 % от расчетного значения, то эксплуатационная надежность повышается.

В этом случае выгодно иметь запас тяги примерно на 10 % по сравнению с требованиями к уровню тяги в полете. Это увеличивает первоначальные затраты на разработку примерно на 6 %, но позволяет сократить количество квалификационных запусков (при 100 % мощности) до 50 %, что приводит к окончательному снижению затрат на 20-30 %. Этот принцип также подтверждается практическим опытом полетов SSME: надежность снижается при увеличении тяги.

ЖРД с вытеснительной подачей

Модель затрат для ЖРД с вытеснительной подачей получена на основе семи эталонных проектов в диапазоне тяги от 0,4 до 50 кН:

$$N_{\text{ЖРДвыт}} = 167M^{0.35}f_1f_3$$

Коэффициент технического качества не вводился. Зависимость надежности от количества квалификационных испытаний следует аналогично ЖРД с ТНА.

4.4 Модель стоимости разработки ступеней РН

Для модели стоимости ориентиром служит сухая масса ступени без

учета основного двигателя. Поскольку часто используются существующие двигатели, их следует рассматривать отдельно. Кроме того, существуют изделия с одним или несколькими двигателями, что сильно влияет на стоимость разработки.

Для этого типа изделий существует относительно хорошая база данных, которая включает 15 проектов. Эта увеличенная база данных привела к следующей модели:

$$N_{\text{ст}} = 100M^{0.555}f_1f_3$$

Для технического коэффициента качества f_2 используется конечная масса (сухая масса плюс остатки топлива и газов на момент конца работы) без массы двигателя(двигателей), отнесённая к (полезной) массе топлива. Технический коэффициент качества определяется как отношение ожидаемого значения этой величины к значению для прототипа близкой массы.

Очевидно, что сухая масса изделия является показателем используемой технологии, а технологический уровень является фактором, определяющим затраты. Кроме того, это определение коэффициента качества позволяет избежать удорожания конструкции ступени из-за применения низкотехнологичной тяжелой конструкции (поскольку базовая модель зависит от сухой массы).

Другими словами, с увеличением сухой массы в целом растут затраты. Однако для конкретной конструкции с постоянной массой топлива более высокая сухая масса из-за более простой (существующей) технологии снижает затраты на разработку.

Стремление к высокотехнологичным решениям и материалам снижает сухую массу и стартовую массу, но увеличивает затраты. В некоторых случаях это может быть приемлемо, но обычно конструкция изделия (и эксплуатация) должны быть нацелены на минимальную стоимость. Следовательно, в оптимизированном с точки зрения затрат проекте необходимо тщательно сбалансировать сухую массу и затраты на разработку.

4.5 Модель затрат на производство

Производственные затраты включают стоимость материалов, затраты на обработку и изготовление, затраты на сборку и проверку и / или приемочные испытания, а также затраты на инженерную поддержку и обеспечение качества. Наибольшая доля производственных затрат приходится на вспомогательные функции, но она не постоянна и варьируется от проекта к проекту и от компании к компании. Затраты на непосредственное изготовление относительно невелики, и в большинстве случаев наименьшая доля приходится на материалы (5-10 %), даже если используются дорогостоящие материалы. Предполагается, что стоимость специальных (крупных) установок и инструментов является частью затрат на разработку, поскольку первый летный аппарат создается и тестируется в качестве заключительного этапа программы разработки.

Стоимость разработки РН в 55-65 раз превышает стоимость её производства. Другими словами, затраты на производство одноразовой РН составляют всего 1,5-2 % от затрат на разработку. Экономическая эффективность современных (дорогостоящих) материалов, конечно, зависит от конкретного применения. Использование сплава Al-Li позволяет снизить вес на 9 %, но увеличивает стоимость на 38 %. В случае конструкции из углепластика достигается снижение веса на 26 % примерно при тех же затратах, даже несмотря на то, что стоимость материала самая высокая.

Ключевыми факторами в области производственных затрат являются „Стоимость первого образца” и „Фактор обучения" (r), который важен для снижения затрат в случае увеличения объемов производства.

Так называемый "коэффициент обучения" был описан Т.П.Райтом в 1936 году и учитывает сокращение усилий, необходимых для изготовления последующих изделий по сравнению с первым. Коэффициент обучения $r = 0,80$ или 80 % говорит о том, что каждое удвоение количества произведенных

единиц снизит затраты до 80 %.

Примерные значения коэффициента обучения для космических систем находятся в диапазоне от 0,80 до 1,0. Конкретное значение зависит от размера (массы) устройства, а также от годового объема производства. Чем крупнее изделие и меньше серийность, тем меньше эффект обучения.

Для разгонного блока Lockheed AG ENA-A фактический коэффициент обучения составил 85 %, или 0,85. Производство ступеней Ariane-IV характеризовалось результирующим комбинированным значением $p=0,875$ при средней производительности 17 единиц в год. Производство больших многоступенчатых РН показывает коэффициент обучения примерно 0,9, или 90 %.

Ariane-IV с общим количеством произведенных 116 ракет продемонстрировал снижение затрат всего на 35 % по сравнению с идеальным потенциалом снижения затрат на 50 %. Это было вызвано модификациями / усовершенствованиями на этапе производства, длившемся 16 лет (с 1986 по 2001 год). Полного эффекта фактора обучения можно ожидать только при производстве идентичных устройств без каких-либо модификаций. При применении каких-либо технических изменений сокращаются эффекты обучения.

Аналогичным образом, изменение годового объема производства оказывает существенное влияние на коэффициент обучения, соответственно на коэффициент снижения затрат f_4 . Когда в 1969 году объем производства двигателя J-2 был снижен с 36 до всего 12 в год, цена за двигатель увеличилась на 10 %. При пиковом темпе производства МБР Atlas коэффициент обучения составлял менее 0,85, снизившись до более чем 0,90, когда темп производства был снижен до 10 в год.

В некоторых случаях, когда изделия производятся на специальном предприятии в качестве единственного продукта, общая годовая стоимость практически постоянна, независимо от количества произведенных изделий. Тем не

менее, с годами сохраняется тенденция к снижению затрат по мере роста общего количества построенных единиц.

Модели основных производственных затрат структурированы следующим образом:

$$F = aM^x \cdot f_4$$

где F - общие затраты в млн. лет, a , x - коэффициенты для каждой группы, M = эталонная масса, f_4 = коэффициент снижения затрат при серийном производстве. Никаких других поправочных коэффициентов в этом случае не требуется. Общая стоимость промышленного изготовления, сборки и испытаний комплектной РН определяется суммой стоимости отдельных элементов, умноженной на коэффициент $f_0=1,02-1,03$ на управление программой, сборку РН и проверки.

4.6 Модели стоимости производства двигателей

Твердотопливные ракетные двигатели

Модель была разработана на основе 19 эталонных проектов из США, Европы и Японии, охватывающих 4 порядка величины. Хотя в качестве эталона используется инертная масса двигателей, указанные затраты включают топливо и действительны для полной сборки двигателя. Стоимость топлива составляет от 10 до 20 % от общей себестоимости двигателя.

Для твердотопливных двигателей и ускорителей

$$F_{РДТТ} = 2,3M^{0,399} \cdot f_4$$

Жидкостные ракетные двигатели

Уже в 1965 году была проведена первая оценка стоимости производства ракетных двигателей, чтобы выяснить, что обеспечивает наилучшее соотношение затрат: сухая масса двигателя, уровень тяги или массовый расход/удельный импульс. Выбор был сделан в пользу сухой массы двигателя, которая также используется для TRANSCOST.

Поскольку были публикации, пропагандирующие двигатели низкого

давления для снижения затрат, был проведен анализ влияния давления в камере сгорания на стоимость. В соответствии с собственными результатами, очень низкое давление в камере не снижает затраты на двигатель, но высокое давление приводит к росту затрат. Действительно, очень высокие давления требуют более передовых материалов и технологий обработки и увеличивают затраты на изготовление. Стоимость SSME (давление в камере 222 бар) явно выше эталонного показателя, рассчитанного по формуле ниже. Хотя это был первый двигатель, предназначенный для многократного использования, имеющий очень сложную конструкцию с большим количеством компонентов, более поздняя конструкция STME с заявленной сниженной стоимостью так и не дошла до лётных испытаний.

Давление в камере всего 104 бар привело к снижению затрат в случае с двигателем Rocketdyne RS-68 для PH Delta-IV более чем на 50 % по сравнению с расчётной стоимостью, основанной на стоимости исторических относительно сложных ракетных двигателей. Двигатель RS-68, разработанный компанией Rocketdyne в период 1996-2002 годов, был первым крупным ракетным двигателем с основным требованием низкой себестоимости вместо высокой производительности и малой массы. Это доказывает, что значительное снижение затрат на engine возможно за счет снижения требований к производительности, уменьшения количества компонентов и современных технологий изготовления.

Однако одновременно очевидно, что рабочее давление двигателя имеет серьёзное влияние на его стоимость. Рекомендуется учитывать влияние давления подачи следующим образом:

$$F_{\text{жрд}} \sim p^{0,262}$$

Другим важным аспектом является влияние топливной пары на себестоимость производства двигателя: хотя в случае затрат на разработку тип двигателя и сочетание топлива, как оказалось, не оказали существенного влияния

на требуемые усилия по разработке, в случае затрат на производство ситуация иная: ракетные двигатели, использующие жидкий водород в качестве топлива, имеют более высокие производственные затраты, чем двигатели на других видах топлива, в то время как однокомпонентные двигатели могут быть изготовлены с меньшими затратами.

Модель затрат на производство двухкомпонентных двигателей без использования жидкого водорода имеет следующий вид:

$$F_{\text{ЖРД}} = 1.9M^{0.535}f_4$$

Эта модель действительна для двигателей с регенеративным охлаждением. Использование абляционных камер и сопел снижает стоимость изготовления, а также срок службы двигателя.

Коэффициент обучения для ракетных двигателей описывается формулой

$$f_4 = 0,975 - 0,1325 \log_{10}(n) + 0,0125 \log_2 \left(\frac{M}{12,5} \right)$$

где n – серийность производства в год.

4.7 Модель стоимости производства ступеней РН

Существует 16 эталонных проектов, построенных за последние четыре десятилетия в разном количестве. Модель применима для систем одноразового использования и многоразового использования. Поскольку для изделий многоразового использования требуется больше сухой массы, их производство обходится дороже. Следующая модель была получена для РН, не использующих жидкий водород:

$$F_{\text{ст}} = 0.83M^{0.65}f_4$$

Контрольная масса представляет собой сухую массу ступени без двигателей, но с учетом переходных отсеков или головного обтекателя, а также оборудования телеметрии и ориентации.

Чувствительность к стоимости / массе показывает, что изделие с в 10 раз

большой сухой массой требует затрат всего в четыре раза больше; то есть увеличение сухой массы примерно на 15 % в качестве запаса или для компенсации более традиционных технологий увеличивает стоимость производства всего на несколько процентов.

Точность оценки в случае производственных затрат относительно высока, поскольку сильных программных воздействий, как в случае затрат на разработку, не существует. С технической стороны большое влияние на себестоимость производства оказывает количество компонентов. Этот критерий должен быть принят во внимание уже на этапе проектирования, поскольку затраты на изготовление сильно зависят от количества компонентов, которые должны быть изготовлены и смонтированы.

Коэффициент обучения для ступеней РН описывается формулой

$$f_4 = 0,875 - 0,0725 \log_{10}(n) + 0,03 \log_{10}(M)$$

4.8 Заключение

Стоимость разработки и производства основных компонентов РН изменяется нелинейно в зависимости от их сухой массы. При этом использование статистических зависимостей даёт более высокую точность оценки, чем введенные в разделе 3 предельные теории стоимости. Нелинейный характер зависимости приводит к тому, что удельная стоимость РН на единицу массы ПН возрастает при снижении ПН.

Однако серийность пусков и связанное с нею снижение стоимости посредством фактора освоения влияет на стоимость ракетных блоков сильнее, чем масштабный фактор. Поэтому при использовании РН малой грузоподъёмности при выведении небольшого суммарного грузопотока будет существовать оптимум массы ПН, вместо вывода о целесообразности повышения грузоподъёмности РН во всех случаях, следующего из анализа только зависимости стоимости от массы без учёта серийности. При достижении высокой серийности пусков становится целесообразным переход к многоразовой РН.

Список литературы к разделу 4

1. Handbook of cost engineering for space transportation systems (revision 2) with Transcost 7.2 : statistical-analytical model for cost estimation and economical optimization of launch vehicles Dietrich E. Koelle Ottobrunn, Liebigweg TransCostSystems | 2007
2. Sjoqvold, A.R., Morrison, D.C. (1989). Rocket Propulsion Cost Modeling. In: Gulledge, T.R., Litteral, L.A. (eds) Cost Analysis Applications of Economics and Operations Research. Lecture Notes in Economics and Mathematical Systems, vol 332. Springer, New York, NY. https://doi.org/10.1007/978-1-4684-6384-2_14
3. Tizon, Juan & Roman, Alberto. (2017). A Mass Model for Liquid Propellant Rocket Engines. 10.2514/6.2017-5010.
4. Kuczera, Heribert & Sacher, Peter. (2011). The German national technology program and the Sänger concept (1987–1995). 10.1007/978-3-540-89181-9_4.

5. Влияние масштаба на возможность многоразового использования СЛРН

5.1 Введение

Рынок пусковых услуг в России после 2015 года характеризуется многолетним сохранением количества пусков РН на приблизительно постоянном уровне 15-25 в год. Основной полезной нагрузкой российских ракет остаются сравнительно крупные федеральные КА, сроки запуска которых часто переносятся. Однако в последние годы наметилась тенденция к увеличению количества выводимых, в основном попутными и кластерными запусками, большого числа нано- и микроспутников. В планах отечественных спутникостроительных компаний развёртывание многочисленных орбитальных группировок, состоящих из КА данного класса.

При большой плановой численности (общим счётом до нескольких тысяч), суммарная масса и стоимость этих группировок относительно невелика. Это не позволяет эффективно использовать существующие РН зачастую даже для их развёртывания как основной полезной нагрузки. Задача же восполнения группировки требует ещё меньшей грузоподъёмности, при этом практически не решается попутным выведением. Группировка, восполняемая попутным

выведением, вынуждена будет иметь большой резерв из развёрнутых на орбите аппаратов. При этом она будет испытывать постоянные изменения своего построения сообразно реально обеспечиваемым при выведении параметрам орбиты новых аппаратов.

Следует отметить, что стоимость космических аппаратов в расчёте на килограмм массы в настоящее время не имеет тенденции к снижению. Также не прогнозируется существенное увеличение финансирования федеральной космической программы или появление большого объёма иностранных заказов. Соответственно, при неизменном объёме финансирования неизменной же останется и суммарная масса выводимых аппаратов, особенно при большой массе единичного аппарата, затрудняющей серийное производство.

Это позволяет прогнозировать возрастание количества потребных пусков лёгких и сверхлёгких ракет до нескольких десятков в год, при сохранении количества пусков РН более тяжёлого класса неизменным. Хотя до сих пор достоверно не доказано снижение себестоимости пусков по мере возрастания их количества при переходе к многократным средствам выведения, целесообразна проработка такого решения. Таким образом, самостоятельное значение приобретает задача обеспечения многократного использования ступеней РН лёгкого и сверхлёгкого класса, имеющая существенные особенности.

5.2 Требования и характеристики ракетодинамической посадки

Единственным отработанным способом возвращения ступени РН, отработанным в настоящее время, является ракетодинамическая посадка, используемая SpaceX. Однако такой способ применим только к первой ступени, и может быть эффективным только ввиду высоких значений массового совершенства ракетных блоков, достигнутого американскими ракетостроителями. Ранее использовавшаяся в Space Shuttle самолётная посадка, менее требовательная к массовому совершенству ракетных блоков, сейчас не используется из-за малой весовой отдачи РН.

Расчёты времени работы двигателей Falcon-9 при посадочных маневрах показывают, что суммарная характеристическая скорость маневров торможения и посадки (рис.5.1) составляет около 2,4 км/с (изменяясь в зависимости от конкретной циклограммы пуска). При этом наряду с запуском при выведении необходимо три дополнительных включения двигателя при посадке согласно циклограмме. Расчёт с использованием опубликованных характеристик двигателей Merlin-1D показывает, что при этом масса расходуемого на посадку топлива численно приблизительно равна сухой массе конструкции.

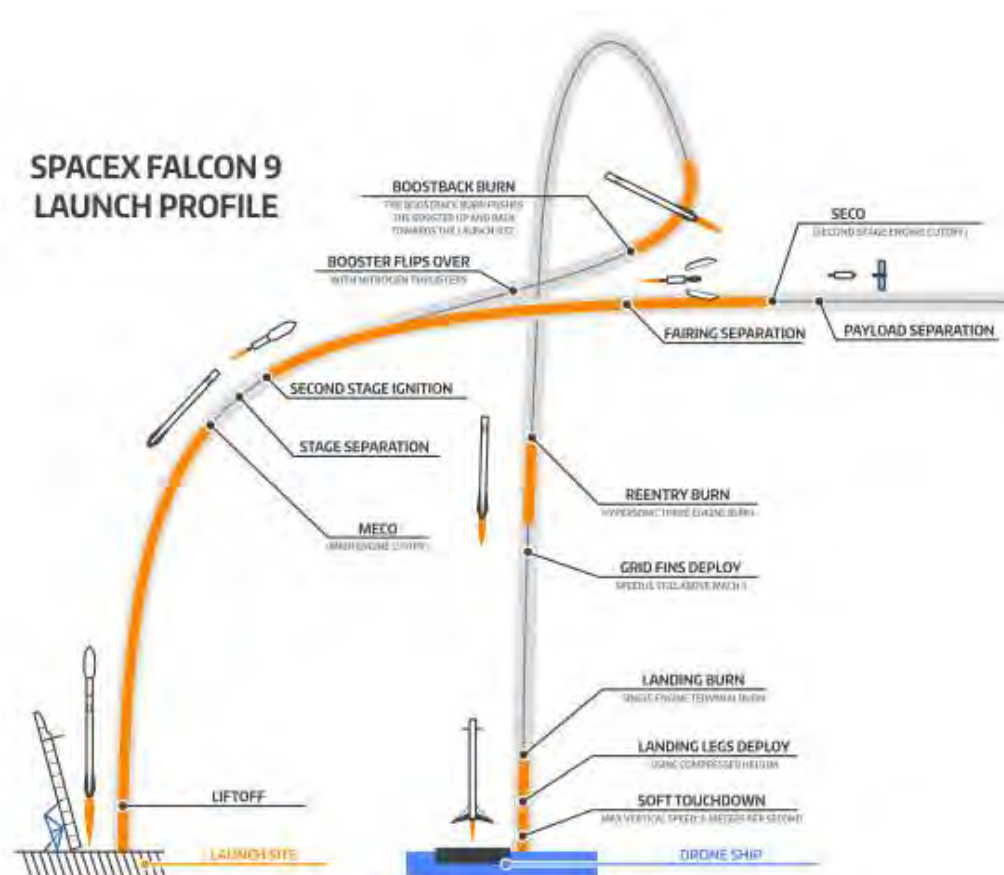


Рис.5.1 Профиль посадочного маневра РН Falcon-9

От двигательной установки первой ступени требуется глубокое дросселирование тяги (до 10% от максимальной), что в Falcon-9 достигается отключением независимо работающих двигателей. При этом необходима высокая динамика управления тягой для сохранения посадочных линейных и угловых

скоростей ступени в необходимом для срабатывания амортизаторов диапазоне.

Интересно, что по некоторым оценкам, при возвращении в точку старта первой ступенью может быть израсходовано до 15% общего запаса топлива, т.е. в пять раз больше, чем сухая масса конструкции ступени. Такая схема предназначена для использования при выведении малой по сравнению с паспортной грузоподъемностью ракеты ПН, в частности, 22 декабря 2015 при выведении Orbcomm-G2 (около 2 тонн общей массы).

По заявлению Маска, спасение первой ступени приводит к снижению ПН на 30-40%. Данная оценка подтверждается поверочным расчётом. Интересно, что эти данные официально компанией не опубликованы и сообщаются ею по запросу потенциальных заказчиков, отсутствуя в руководстве пользователя РН.

5.3 Оценка реализуемости ракетодинамической посадки на российском заделе

Рассмотрим реализуемость данного направления развития с использованием российского задела. Указанные выше требования к двигателям первой ступени РН с ракетодинамической посадкой не выполняются существующими российскими двигателями данного назначения (РД-108 или РД-191 соответственно), даже с глубокой модернизацией. Их выполнение потребует создания совершенно новой для российской ракетной техники двигательной установки.

Также потребный для посадки запас топлива необходимо будет увеличить пропорционально сухой массе ступени. Сравнительные значения этого показателя, выраженные в форме отношения массы заправленного блока к сухой, приведены в табл.5.1

Табл.5.1 Массовое совершенство ступеней американских и российских ракет

РН	Союз-2	Ангара	Falcon-9	SuperHeavy/Starship
1 ступень	11,7(блоки Б-Д)	12,4	16,4	19,3
2 ступень	15,2 (блок А)	7,5	24,8	15,1
3 ступень	11,8 (блок И)	-	-	-

Необходимо учитывать, что в сухую массу первой ступени РН SpaceX входит посадочное оборудование, в частности, тормозные щитки и амортизаторы. По существующим проектным оценкам, масса посадочных амортизаторов составляет 5-10% сухой массы, что необходимо учитывать при непосредственном сравнении массового совершенства.

Как следует из сообщений открытой печати, именно путь ракетодинамической посадки был принят Роскосмосом как перспективный, невзирая на необходимость перепроектирования средств выведения практически с нуля. Перспективная двухступенчатая РН среднего класса «Союз-СПГ» должна будет получить метановые двигатели РД-0169 с давлением в камере сгорания 175 бар, обеспечивающие многократное включение. Масса конструкции будет снижена за счёт использования передовых композитных материалов и технологий вроде 3D-печати. Многоразовая первая ступень ракеты-носителя будет совершать посадку на наземные спецплощадки, расположенные в районе стартового комплекса или по ходу трассы полета, при этом в эскизном проекте уже заложено, что количество таких площадок будет значительным.

Ввиду значительной сложности и стоимости проекта сроки его завершения постоянно переносятся. Так, в 2019 году было заявлено, что первый старт ожидается в 2025 году, а в 2023-м – что уже в 2030-м. То есть за четыре года ожидаемое время до завершения разработки увеличилось на год!

Примечательно, что в открытых источниках отсутствуют соображения по поводу способов вывоза первой ступени «Союза-СПГ» с посадочной площадки. В то время, как посадочная баржа SpaceX способна самостоятельно

прийти в порт и доставить туда ракетный блок, для площадки в глубине неосвоенной континентальной территории это нетривиальная задача.

Для многоразовой РН лёгкого или сверхлёгкого класса использование данного способа спасения первой ступени является ещё более проблематичным. Он потребует создание ещё одного двигателя меньшей тяги под требования ракетодинамической посадки, стоимость разработки которого вряд ли будет ниже, чем у РД-0169, для которого она составила не менее 6,3 млрд.руб. При этом меньшие моменты инерции посадочного блока приведут к повышению требований к динамике двигателей.

С учётом меньшей грузоподъёмности рассматриваемого класса РН использование двигателей и элементов конструкции новой специализированной разработки будет значительно дольше окупаться, чем для «Союз-СПГ». Поэтому целесообразно рассмотреть пути и возможности спасения ступеней РН лёгкого и сверхлёгкого класса, базирующиеся на доступном заделе.

Рассмотрим в качестве расчётного случая двухступенчатую РН лёгкого класса массой около 130 тонн и диаметром 3 м, имеющую на первой ступени два двигателя РД-108А, а на второй – четыре РД-0109. Такая конфигурация была ранее предложена в качестве замены РН «Союз-2.1в» по исчерпанию запаса двигателей НК-33. Оценим потери её ПН при ракетодинамической посадке путем проведения проектно-баллистического анализа, допуская, что модернизация двигателя первой ступени обеспечивает необходимое регулирование тяги и перезапуск двигателя.

Пусть массовое совершенство первой ступени составляет 12,4 (средняя величина для блоков А-Д РН «Союз-2.1б»), второй – 11,8 (аналогично блоку «И»). Перегрузка выведения не должна превышать 6,0 ед., а скорость РН при разделении ступеней – 3,3 км/с, достигнутых на Falcon-9. Сравним массу полезной нагрузки, выводимую на опорную для солнечно-синхронной орбиту

высотой 200 км, для базового варианта этой РН и варианта с возвращаемой первой ступенью.

По удельному импульсу в вакууме РД-108А несколько превосходит Merlin-1D (320,6 с против 311 с), однако уступает ему в приземном удельном импульсе (258 с против 282 с). Это приводит к тому, что суммарная заправка топлива возрастает приблизительно на 10% по сравнению с Falcon-9 и составляет 1,1 от сухой массы конструкции.

На опорной орбите одноразовый вариант этой ракеты обеспечит массу полезной нагрузки на уровне 2,9 т. Однако для многоразового варианта показатель массового совершенства с учётом установки амортизаторов составит около 6 (против 16,4 у Falcon-9!). При этом ПН снижается до 2,0 т, т. е. на 45% против 31% у Falcon-9 при запуске аппаратов Starlink. Подобные потери ставят под вопрос целесообразность реализации подобной схемы и требуют повышения массового совершенства ступени и удельного импульса двигателей.

Итого, имеющийся отечественный задел в области конструкции ракетных ступеней и двигательных установок не может быть использован при ракетодинамической посадке первой ступени РН лёгкого класса. Её применение требует переработки подходов к проектированию ракетной техники фактически с нуля.

5.4 Оценка возможности спасения верхней ступени РН

Известно, что в настоящее время компания SpaceX проводит работы по созданию перспективной системы SuperHeavy/Starship, в которую заложено спасение верхней ступени. Сравнение массового совершенства верхней ступени Falcon-9, не содержащей средств спасения, и Starship, приводит к оценке полной относительной массы средств спасения верхней ступени 0,64 от сухой массы верхней ступени, определенной без их учёта.

Для второй ступени она снижает массовое совершенство практически до «российских» значений (на уровне блока «А»), одновременно требуя дополнительной характеристической скорости для выполнения посадочных маневров. Указанная проблема вынуждает SpaceX использовать ЖРД Raptor с предельными параметрами, жертвуя их надёжностью, и увеличивать размерный класс системы, чтобы снизить характеристическую скорость выведения за счёт масштабного фактора.

Рассмотрим возможность использования средств спасения с подобной относительной массой в существующих отечественных РН. Для Ангарты-1.2 масса таких средств на УРМ-2 может составить 3 тонны, что полностью обнуляет её ПН. При этом для блока «И» РН «Союз» соответствующее приращение массы, напрямую вычитаемое из ПН, составляет 1,5 тонны, что составляет только 10-20% её ПН (без учёта потерь, возникающих от перетяжеления нижних ступеней при обеспечении их спасения). Полученный результат объясняется в первую очередь меньшей сухой массой орбитальной ступени трёхступенчатой РН по сравнению с двухступенчатой. Таким образом, анализ возможностей спасения верхней ступени требует рассмотрения трёхступенчатой РН, что требует также и спасения второй, промежуточной ступени.

Оценим массовое совершенство и возможные потери ПН для рассматриваемой РН лёгкого класса при её построении как полностью многоразовой трёхступенчатой. В их состав должны входить средства мягкого приземления, тормозная ДУ для схода с орбиты, средства теплозащиты.

Оценочная величина относительной массы этих составляющих зависит от баллистического коэффициента ступени, поэтому в общем виде анализ сделать нельзя. Без проведения многопараметрической оптимизации за базовый вариант одноразовой трёхступенчатой РН можно принять изделие со следующими типовыми параметрами (табл.5.2)

Табл.5.2. Характеристики одноразовой трёхступенчатой РН

Параметр	1 ступень	2 ступень	3 ступень
Двигатель	2*РД-108А	7*РД-0109	РД-0109
Масса ступени, кг	99187	21676	6301
Массовое совершенство	12,4	11,8	11,8
Характеристическая скорость, м/с	3787	3308	3141
Баллистический коэффициент сухой ступени, кН/м ²	22,7	4,8	1,5
Диаметр, м	3,0		
Стартовая масса, т	130,0		
Масса ПН на НОО (200 км, 97,5°), т	2,9		

Введение третьей ступени при заданном массовом совершенстве ступени почти не даёт выигрыша в массе полезной нагрузки в одноразовом варианте и нецелесообразно. Значения относительной массы составляющих системы спасения, определённые в зависимости от баллистического коэффициента, приведены в табл.5.3. Для первой и второй ступеней масса теплозащиты бралась с запасом как для орбитальной ступени с тем же баллистическим коэффициентом. Фактически её величина будет меньше в т.ч. из-за меньшей массы теплозащитного экрана, не требующей стойкости к воздействию теплового потока при сведении с орбиты.

Табл.5.3. Относительная масса системы спасения

Параметр	1 ступень	2 ступень	3 ступень
Относительная масса тормозной ДУ	0	0	0,1
Относительная масса теплозащиты	0,15	0,15	0,15
Относительная масса средств мягкого приземления на твердую поверхность (с амортизаторами)	0,2	0,2	0,2
Итоговая относительная масса средств спасения	0,38	0,38	0,52
Массовое совершенство	9,0	8,6	7,7

Итого, полная относительная масса средств спасения верхней ступени может составить 0,44 от сухой массы верхней ступени, определенной без их учёта. Данная величина меньше по сравнению с полученной для Starship из-за использования в нём схемы с аэродинамическим качеством и многоразовой

теплозащитой, которая даёт большую массу средств спасения, чем баллистический спуск с абляционной теплозащитой.

Следует отметить, что баллистическое торможение по сравнению с реактивным по оценкам приводит практически к двукратно меньшей относительной массе средств спасения даже в сравнении орбитальной ступени с первой. Проведя проектно-баллистический расчёт без модификации схемы выведения для РН с полученными значениями массового совершенства ступеней, можно найти массу ПН при одноразовой третьей ступени 2,4 т (потери 21% от одноразового варианта), при спасаемой третьей ступени – 2,2 т (потери 32% от одноразового варианта). Использование же средств спасения с полученной относительной массой в ранее рассмотренной двухступенчатой РН ведёт к потере ПН с 2,9 до 1,9, т.е. 34%.

Такое соотношение потерь делает трёхступенчатую РН рациональной с технико-экономической точки зрения. Ещё более выгодным становится этот подход, если принять для анализа относительную массу средств спасения, полученную по результатам практических работ SpaceX, а не теоретического анализа. В этом случае массовое совершенство верхних ступеней снижается до 7,2, а первой – до 8,2. Проектно-баллистический анализ даёт при таких исходных данных массу ПН полностью многоразовой двухступенчатой лёгкой РН 1,6 т (потери 45%), трехступенчатой с одноразовой третьей ступенью 2,25 т (потери 22%), трёхступенчатой со спасаемой третьей ступенью 2 т (потери 31%).

Таким образом, использование баллистического торможения потенциально позволяет создать как частично, так и полностью многоразовую РН без переработки отечественного задела. Однако существенной проблемой без использования точной ракетодинамической посадки остаётся последний участок полёта перед контактом с поверхностью. Возможно использование для управ-

ляемой посадки турбореактивных двигателей, однако это существенно удорожит и усложнит ступень. Потенциально, проблему с доставкой ступени после посадки обратно на космодром может решить посадка на палубу судна, а с точностью касания – непосредственно в воду.

5.5 Оценка возможности спасения ступеней ракет-носителя посадкой в воду

Вариант с посадкой на судно не рассматривался для «Союза-СПГ» из-за погодных условий в Охотском море. Однако дополнительным фактором является расстояние от космодрома «Восточный» до моря, усложняющее достижение его акватории баллистически оптимальной первой ступенью РН, и принципиальное наличие такой возможности далеко не для всех наклонений орбит выведения с этого космодрома.

Посадка в море широко используется в реализованных и перспективных проектах зарубежной космонавтики. В море садились ускорители Space Shuttle и спускаемый аппарат Apollo, предусматривалась посадка в морскую воду ступеней сверхтяжёлой РН Sea Dragon. В море также падают отработанные ступени европейских, китайских и индийских ракет.

Двигатель Merlin РН Falcon изначально был предназначен для восстановления после приводнения. Более того, у SpaceX есть успешный опыт спасения первой ступени после приводнения (рис.5.2). В 2018 г. после испытаний посадки с большой тягой, которая иначе бы повредила посадочную баржу, ступень осталась на плаву и была отбуксирована к берегу. При таком способе посадки не требуются амортизаторы, а также высокая стабильность посадочной поверхности, в свою очередь, выставляющая жесткие требования по метеоусловиям. Однако при ракетодинамической посадке раскаленное сопло посадочного двигателя при контакте с морской водой практически гарантированно разрушается. Это, скорее всего, и стало причиной отказа SpaceX от штатного использования данного способа спасения ступени.



Рис.5.2. Первая ступень РН Falcon-9 после приводнения

5.6 Возможности формирования морских полей падения в российских условиях

Россия в силу своего континентального положения практически лишена доступа к океану. На типовых дальностях падения ступеней ракет-носителей при прибрежном расположении космодрома находились бы территории других государств, их территориальные воды и воздушные пространства. Поэтому используются в основном наземные поля падения, которые требуют специального режима эксплуатации и рекультивации, а также серьёзно усложняют спасение космических средств при посадке.

При выборе места под космодром «Восточный» использовались следующие критерии:

- обеспечение максимально широкого спектра требуемых наклонений орбит, включая минимальное, соответствующее географической широте места запуска, а также $63-65^\circ$, $71-72^\circ$, 81° и 97° ;
- эффективность выведения ПН на геостационарные орбиты;
- отсутствие активных участков полета РН над территориями недружественных иностранных государств и густонаселенными областями страны;

- отсутствие районов падения на территориях иностранных государств или в их территориальных водах, в активно используемых нейтральных водах и вблизи важных пунктов и территорий страны;

- близость развитых путей сообщения;
- наличие производственных и сырьевых ресурсов;
- возможность создания необходимой инфраструктуры.

В результате их применения почти все поля падения нового космодрома также оказались наземными. Анализ этих ограничений показывает, однако, что при ограничении диапазона наклонений орбит возможно формирование морских полей падения и в российских условиях.

Так, наиболее востребованными в России в последнее время являются околополярные орбиты, в т.ч. солнечно-синхронная. На этих орбитах планируется создание перспективной российской орбитальной станции, а также подавляющей части группировки наблюдения и связи по программе «Сфера». Также существует потенциальная возможность выведения на геостационарную орбиту с приполярных опорных орбит с использованием гравитационного поля Луны или суперсинхронной геопереходной орбиты. Эксплуатация же Международной космической станции должна прекратиться до срока возможного развёртывания многоразового космического ракетного комплекса.

Это даёт возможность ограничить рабочие наклонения опорных орбит перспективного многоразового ракетного комплекса величинами, характерными для солнечно-синхронных орбит различной высоты. Такое ограничение позволяет, например, проводить пуски с космодрома «Плесецк» с падением ступеней в море, либо выбрать иную площадку: практически без ограничений по азимуту пуска могут использоваться пусковые площадки в некоторых локациях острова Сахалин.

Для оптимизации мест падения ступеней трехступенчатой РН в этом случае может быть использована схема выведения с баллистической паузой после

конца работы второй ступени. При этом формирование промежуточной орбиты с апогеем в верхней атмосфере (высотой 50...100 км) позволяет уменьшить расстояние падения второй ступени от точки старта до величин порядка тысячи километров. Если первая ступень отделяется при угле тангажа, близком к оптимальному для достижения максимальной дальности, это приводит к расстояниям между точками падения первой и второй ступени в несколько сотен километров, что позволяет сформировать для них единый морской район падения.

Так, для разобранного варианта трёхступенчатой многофазовой РН расчётная дальность падения первой ступени составляет 714 км при нулевом аэродинамическом качестве, второй ступени (при формировании ею переходной орбиты -4400*120 км) – около 1013 км. Конечная скорость первой ступени составляет 2,98 км/с, конечный угол тангажа – $16,1^\circ$, высота разделения ступеней -52,7 км. Переход к оптимальному углу тангажа в момент отделения увеличивает дальность полёта первой ступени до 1100 км. Однако такое изменение траектории при неизменных параметрах ступеней снижает ПН примерно на 5%.

Для организации сброса ГО в тот же район падения может быть использована его двухступенчатая схема, при которой обтекатель разделяется на силовой и теплозащитный кожухи. Силовой кожух предназначается для защиты ПН от давления набегающего потока и конвективного теплообмена и отделяется вместе с первой ступенью. Его спасение может быть организовано по той же схеме, что и ракетного блока. Теплозащитный кожух же предназначается для защиты ПН от нагрева при последующем свободномолекулярном обтекании набегающим потоком и отделяется вместе со второй ступенью или в иных условиях, обеспечивающих его сгорание в атмосфере.

Для разобранного варианта трёхступенчатой РН был предусмотрен обтекатель массой 1 т, отделяемый на 300-й секунде полёта по достижению критерия непревышения тепловой нагрузкой от набегающего потока солнечной постоянной. Если этот обтекатель будет отделяться на 147-й секунде вместе с первой ступенью, прирост ПН составит около 100 кг. Данный массовый лимит представляется достаточным для создания теплозащитного кожуха, отделяемого после достижения целевой орбиты или на 300-й секунде с увеличением массы ПН.

Многоразовая верхняя ступень как двух-, так и трёхступенчатой РН может быть сведена с орбиты в тот же морской район падения, что и первая. Если в сутки входит целое число периодов орбиты выведения, верхняя ступень с достаточным сроком активного существования приблизительно через 12 часов снова оказывается над ним. Однако с увеличением высоты орбиты выведения возрастают требования к тормозному импульсу и, соответственно, связанная с ним масса тормозной ДУ. Поэтому с ростом оценочной массы систем спасения или высоты орбиты выведения может оказаться целесообразным переход от двухступенчатой конфигурации многоразовой РН к трёхступенчатой, несмотря на её большую сложность.

Итого, все отделяемые части как двух-, так и трехступенчатой полностью многоразовой РН могут быть сведены с траектории в один район падения. Этот район может быть размещен в незамерзающих водах Баренцева или Охотского морей, где отсутствует активное судоходство. Требование же по отсутствию активного участка над недружественными государствами может быть удовлетворено повышением тяговооружённости третьей ступени.

5.7 Технические требования к ракетным блокам при использовании посадки в море

Проведённые оценки показывают, что для первых двух ступеней сжимающие нагрузки при баллистическом спуске в атмосфере и при контакте с водой при парашютном спуске значительно ниже, чем вес верхних ступеней с ПН при максимальной перегрузке выведения. Для рассмотренного варианта РН первая ступень испытывает на траектории десятикратную перегрузку торможения, вторая – восьмикратную. При этом вес третьей ступени при максимальной шестикратной перегрузке выведения эквивалентен для второй ступени с израсходованным топливом двадцатикратной перегрузке, вес второй и третьей ступеней для первой – девятикратной, вес ПН и головного обтекателя для третьей - 25-кратной. Давление же морской воды при скорости входа менее 30 м/с не превосходит давления наддува баков. Таким образом, дополнительное усиление конструкции спасаемого ракетного блока может не потребоваться.

После приводнения ступень может поддерживаться на плаву за счёт плавучести собственных баков и затем буксироваться в порт для проведения восстановительных работ. Данный подход был успешно использован при спасении твердотопливных ускорителей Space Shuttle и был заложен в проект многогоразового жидкостного ускорителя. В настоящее время он успешно используется при спасении первой ступени РН Electron. При потребности в сокращении времени возврата ступень может подхватываться из воды тяжелым транспортным вертолётom.

Анализ материалов, из которых изготавливаются камеры сгорания двигателя РД-107/108, показывает, что скорость их коррозии в морской воде сравнительно мала – не более долей миллиметра в год. Оценки показывают, что за время спуска камеры сгорания успевают остыть после включения двигателя,

что предотвращает тепловой удар. Предполагаемые для российских РН районы приводнения имеют низкую температуру морской воды, что дополнительно снизит скорость коррозии и биогенное засорение. Возможно, целесообразной окажется защита от заливания турбонасосных агрегатов двигателя с помощью отсечных клапанов, перекрывающих магистральные трубопроводы.

Одним из основных вопросов, который нужно будет решить при проектировании многоразовой РН, является выбор технологии теплозащиты. Абляционное покрытие уже отработано на корабле «Союз», что является существенным преимуществом с точки зрения реализуемости проекта, однако требует замены после каждого пуска. Ещё более дорогой является многоразовая теплозащита с радиационным отводом тепла. Она требует для своей работы наличия у спасаемой ступени высокого аэродинамического качества, что увеличивает её сухую массу, и может разрушиться из-за термического удара при попадании в воду после разогрева при спуске.

Оценки показывают, что при квазибаллистическом спуске с орбиты на килограмм массы спасаемой ступени приходится суммарно около 0,7 МДж поглощённого тепла. Это исключает из рассмотрения емкостное охлаждение и отвод тепла с парами теплоносителя. Возможным решением является проточное охлаждение поверхности ступени с последующим впрыском теплоносителя в критической точке. Данный вопрос требует отдельного рассмотрения.

Таким образом, проведенные оценки показывают, что при использовании морских районов падения перспективные многоразовые российские РН лёгкого и сверхлёгкого класса могут создаваться без переработки отечественного задела – на двигателях и технологиях изготовления ступеней от РН «Союз». При этом потери массы ПН относительно одноразового носителя на тех же технологиях ожидаемо не превзойдут трети для трёхступенчатой конфигурации и половины – для двухступенчатой.

5.8 Заключение

Обзор доступной информации о требованиях ракетодинамической посадки к характеристикам ракетных двигателей и массовому совершенству ракетных блоков показывает, что на достигнутом техническом уровне она сопряжена со значительными потерями в массе полезной нагрузки и не позволяет без параллельного использования других способов торможения обеспечить спасение верхних ступеней. Более того, в России отсутствует задел в области создания двигателей многократного включения для первых ступеней и ракетных блоков с массовым совершенством на достигнутом SpaceX уровне. Поэтому использование ракетодинамической посадки в перспективных российских многоразовых РН будет сопряжено со значительными расходами, высокими техническими рисками и длительной отработкой. При этом меньший удельный импульс двигателей СЛРН дополнительно затрудняет получение экономического выигрыша от обеспечения их многоразового применения с использованием ракетодинамической посадки.

На основе литературных данных о массовом совершенстве различных компонентов систем спасения ракетных блоков был проведен проектно-баллистический анализ, показавший наибольшую эффективность как для первой, так и для верхних ступеней баллистического торможения с парашютной посадкой в море. Посадка в воду имеет следующие преимущества: отсутствие амортизаторов на борту, меньшие требования к точности и скорости контакта с поверхностью, не требуется оборудованная посадочная площадка под каждую целевую орбиту, возврат ступени к точке старта может быть реализован через буксировку морем. Согласно проведенным исследованиям, все отделяемые части полностью многоразовой РН могут быть сведены в один район падения, размещенный в незамерзающих водах Баренцева или Охотского морей в зависимости от точки пуска и наклона орбиты. Таким образом, можно сделать вывод о возможности использования и сравнительной эффективности

парашютной посадки в море в российских условиях для создания перспективных частично и полностью многоразовых РН, т.е. о достижении цели данного исследования.

Список литературы к разделу 5

1. Delta V requirements for a Falcon 9 ASDS/RTLS landing? URL: https://www.reddit.com/r/SpaceXLounge/comments/ckbws7/delta_v_requirements_for_a_falcon_9_asdsrtls/
2. How much fuel is left in a SpaceX Falcon rocket after landing? URL: <https://www.quora.com/How-much-fuel-is-left-in-a-SpaceX-Falcon-rocket-after-landing>
3. Falcon 9: how much fuel is left on a booster after stage separation? URL: <https://space.stackexchange.com/questions/32751/falcon-9-how-much-fuel-is-left-on-a-booster-after-stage-separation>
4. E.Musk tweet URL: <https://twitter.com/elonmusk/status/726559990480150528>
5. SpaceX Falcon 9 datasheet URL: <https://sma.nasa.gov/LaunchVehicle/assets/spacex-falcon-9-v1.2-data-sheet.pdf>
6. Soyuz rocket user guide URL: <https://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2015/09/Soyuz-Users-Manual-March-2012.pdf>
7. Нестеров В. Е. Космический ракетный комплекс "Ангара": история создания. - Москва : Ремарко, 2018 - Т. 1. - 2018. - 471 с
8. SuperHeavy-Starship rocket URL: https://space.skyrocket.de/doc_lau/super-heavy-starship.htm
9. SpaceX fires new SuperHeavy booster URL: <https://universemagazine.com/en/spacex-fires-new-super-heavy-boosters/>
10. Безотказная, как автомат Калашникова. Роскосмос о метановой ракете "Амур" URL: <https://tass.ru/kosmos/9627165>
11. Российскую метановую ракету могут запустить на орбиту в 2025 году URL: <https://tass.ru/kosmos/7190465>
12. Первый пуск метановой ракеты "Амур" планируется в 2028-2030 годах URL: <https://tass.ru/kosmos/18387525>
13. Ракетам с метановым двигателем прочат возможность летать до 50 раз URL: <https://ria.ru/20210117/dvigatel-1593368128.html>
14. Starlink Group 6-24 | Falcon 9 Block 5 URL: <https://everydayastronaut.com/starlink-group-6-24-falcon-9-block-5-2/>
15. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы) : учеб. пособие для вузов / Мишин В. П., Безвербый В. К., Панкратов Б. М., Зернов В. И. ; ред. Матвеев А. М., Алифанова О. М. - 2-е изд., перераб. и доп. - М. : Машиностроение, 2005. - 373 с.
16. Миненко В.Е., Семенов А.Н., Шиляева Е.Н. Проектные особенности спускаемых аппаратов класса «несущий корпус». Инженерный журнал: наука и инновации, 2013, вып. 7. URL: <http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/862.html>

17. Race for Next Space Prize Ignites URL: <https://www.wired.com/2005/01/race-for-next-space-prize-ignites/> (дата обращения 01.03.2024)
18. E.Musk tweet URL: <https://twitter.com/elonmusk/status/958847818583584768>
19. Российские космодромы – путь к звездам URL: https://chaltlib.ru/articles/resurs/jubilei_goda/god_rossijskojj_kosmonavtik/rossijskie_kosmodromy-put_k_zvezdam/
20. Белоусов С.В., Ивашкин В.В. Траектории перелета на геостационарную орбиту при использовании гравитационного поля Луны. Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша, 2017, 041, 36 с. <https://doi.org/10.20948/prepr-2017-41>
21. Reusable, Flyback Liquid Rocket Booster for the Space Shuttle URL: https://ui.adsabs.harvard.edu/link_gateway/1989JSpRo..26..252B/doi:10.2514/3.26063
22. Rocket Lab to recover booster from ocean after July 14 launch URL: <https://www.space.com/rocket-lab-booster-recovery-ocean-july-2023>
23. Гахун Г.Г., Алексеев И.Г., Березанская Е.Л., Гутковский Э.Л., Хованский О.М. Атлас конструкций ЖРД. Часть 1. М.: МАИ, 1969, 142 с.

6. Влияние масштабного фактора на технические, эксплуатационные и экономические характеристики ракет-носителей малой грузоподъемности

6.1 Влияние масштабного фактора на конструктивные, аэродинамические и экономические параметры.

При миниатюризации РН, как показывает статистика, снижается массовое совершенство как топливных отсеков, так и ракетных двигателей (рис. 6.1 и 6.2). При этом удельный импульс двигателей в первом приближении не изменяется, а коэффициент аэродинамического сопротивления остаётся примерно постоянным, завися только от скорости движения РН. Поэтому массовая отдача неизбежно снижается.

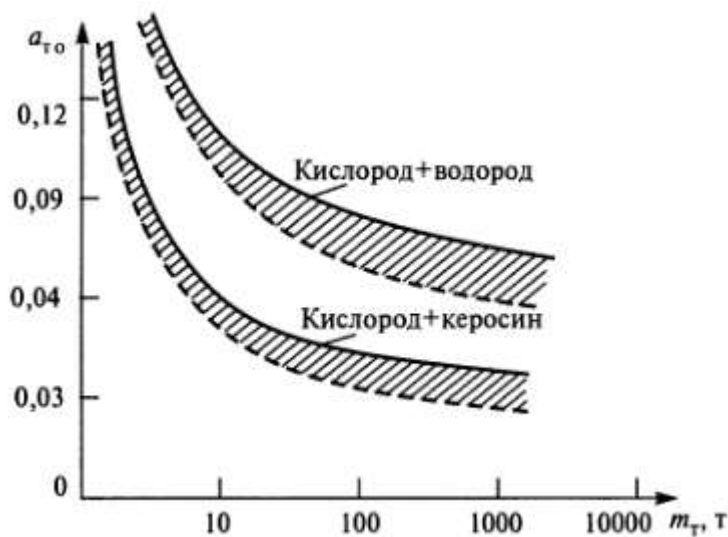


Рис.6.1. Характер изменения относительной массы топливного отсека от масштабного фактора

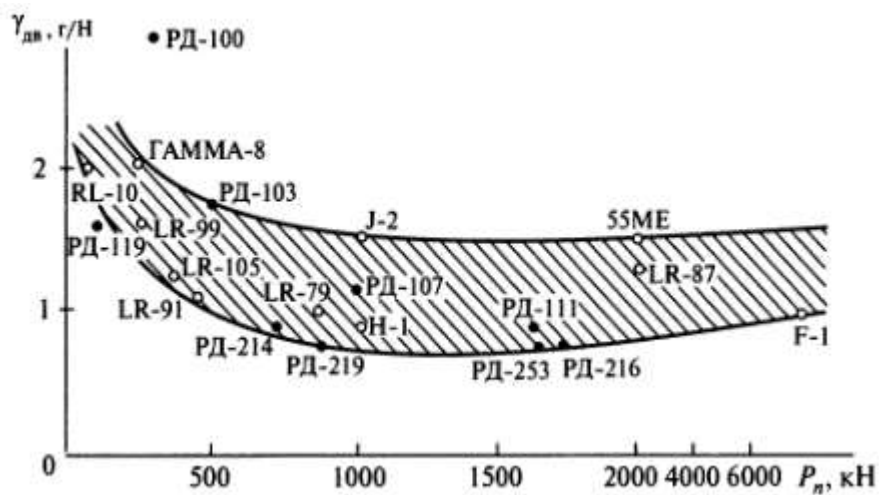


Рис.6.2. Характер изменения относительной массы двигательной установки от масштабного фактора

Вместе со снижением массовой отдачи увеличивается величина сухой массы РН, приходящаяся на единицу массы ПН. Сформированная математическая модель при этом показывает нелинейную зависимость стоимости от массы. Поэтому удельная стоимость выведения при снижении размерности РН имеет тенденцию к резкому возрастанию (рис.6.3)

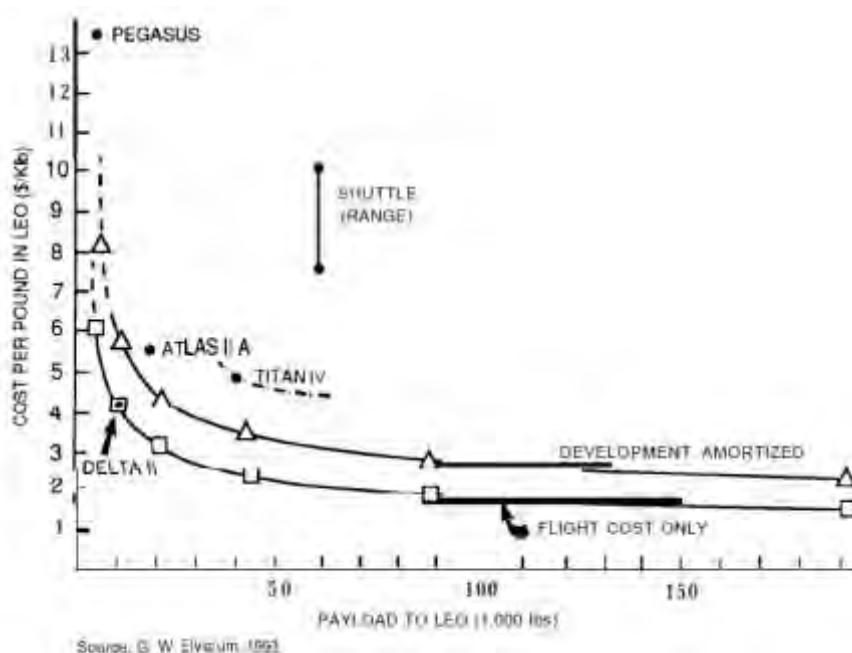


Рис.6.3. Зависимость удельной стоимости выведения от масштабного фактора

Однако характер зависимости на графике выше справедлив только при отсутствии обучения производства, которое предусматривает стоимостная модель. При его учёте, неизменный грузопоток на орбиту, выводимый на РН меньшей грузоподъёмности, будет создавать всё большую серийность их производства, что приводит к выводу о существовании оптимальной грузоподъёмности РН для каждой величины грузопотока. Его нахождение требует детального исследования характера изменения массовой эффективности всех подсистем РН с масштабным фактором, что выходит за рамки данной работы.

Следует отметить, что повышение серийности и частоты пусков может благотворно сказаться на надёжности РН малой грузоподъёмности. Также ракеты меньшей массы и габаритов имеют меньше эксплуатационных ограничений по всей схеме прохождения.

6.2 Сравнительный анализ экономической эффективности малых РН по сравнению с носителями среднего и тяжёлого класса

Ключевые преимущества СЛРН— это оперативность пуска, возможность выбора целевой орбиты и отсутствие ограничений на пуск КА, которые при попутном или кластерном пуске могут быть сочтены опасными для других КА, сравнительно низкая стоимость единичного пуска. При этом удельная стоимость выведения сверхлегкой РН намного выше. Так, даже для экономически успешной РН Electron она составляет 22,7 тыс. долл./кг, в то время как для РН «Союз-2.1б» соответствующая величина равна приблизительно 5 тыс. долл./кг.

Следует отметить, что в условиях конкурентного рынка у использования СЛРН всегда есть альтернатива в виде выведения ПН на недогруженной РН большей грузоподъёмности. Также при разворачивании многочисленных группировок малых КА их суммарная масса становится, как правило, достаточной для использования РН как минимум лёгкого класса.

Поэтому применение СЛРН становится рациональным в основном при решении задач восполнения уже развёрнутых ракетами большей грузоподъёмности группировок. Однако при таком способе их задействования также возможна альтернатива в виде резервирования дополнительными аппаратами, выводимыми в том же пуск более тяжёлыми РН. При достаточно дешёвом производстве серийных КА использование более дешевого выведения на ракетах более тяжёлого класса с запасом вместо оперативного запуска по потребности может оказаться более выгодным.

При наличии у КА из многочисленной группировки возможности маневра или переключения для восполнения потерь рациональность использования СЛРН становится вопросом сравнения оперативности выведения СЛРН и орбитального маневра, сроков активного существования и наземного хране-

ния аппарата, а также стоимостей выведения. Пока завершивших развёртывание группировок не так много, детальный количественный анализ описанной задачи невозможен из-за отсутствия исходных данных.

Рассмотрение типовых ПН РН Electron показывает следующие особенности решаемых ею задач:

- большое количество пусков на нестандартные орбиты;
- высокая доля технологических демонстраторов среди выводимых КА;
- при выведении КА, принадлежащих к той или иной группировке, СЛРН используется только как дополнительный носитель, в основном из-за отсутствия мест на носителях более тяжелого класса;
- высокая частота пусков КА массы меньшей максимально выводимой, со значительным недогрузом СЛРН.

В условиях РФ запуски технологических демонстраторов производятся сравнительно редко, а для нестандартных орбит отсутствуют поля падения. С учётом возможностей производства большего количества РН более тяжелого класса, малого количества производимых КА и их массогабаритных характеристик, превышающих зарубежные аналоги, подобный профиль использования СЛРН, скорее всего, будет неэффективным в России.

Основным потенциальным рынком для российской СЛРН, учитывая высокую долю оборонных пусков в национальной программе, может быть выведение ПН двойного назначения и, в перспективе, восполнение национальных группировок малых аппаратов, которое, однако, потребует тщательного обоснования, исходя из их реальных технико-экономических характеристик.

При этом фактический запрет выведения иностранных полезных грузов на российских ракетах делает возможность выхода на международный рынок и конкуренции на нём отодвинутой в сравнительно далёкое будущее. Основные союзники России по БРИКС имеют собственные космические про-

граммы и активно практикуют протекционизм (Индия, Китай), либо сотрудничают в космосе с США (Бразилия, Южная Африка). Таким образом, дополнение к национальной пусковой программе ограничивается аппаратами сравнительно низкотехнологичных «стран-изгоев» (Иран, КНДР), которые в силу своего политического положения также делают ставку на национальные программы.

6.3 Рекомендации по оптимизации проектирования и эксплуатации малых РН с учётом масштабного фактора и рыночных требований.

Для успешного вхождения в российский рынок малая РН должна отвечать следующим, весьма жёстким требованиям:

- удельная стоимость выведения ПН на уровне или ниже, чем у РН более тяжелого класса;
- оперативность выведения не ниже, чем оперативность маневра КА по фазе орбиты, т.е. несколько суток;
- минимальные затраты на разработку проекта.

Выполнение первого требования требует нахождения оптимальной грузоподъемности с учётом перспективных планов по выведению конкретных КА для обеспечения максимальной серийности пусков. Для этого необходимы дополнительные исследования по определению зависимости достижимой стоимости РН от её грузоподъемности.

Достижимая оперативность выведения в первую очередь определяется не продолжительностью предстартовой подготовки, а циклом производства РН. Высокая сложность и стоимость ракет среднего и тяжелого класса, а также сложность комплектования их ПН значительно задерживают запуски. При этом наличие дорогого резерва готовых РН замедляет оборот капитала и приводит к финансовым потерям. Поэтому снижение стоимости РН малой грузоподъемности способно также повысить располагаемый резерв готовых ракет, и второе требование выполняется с удовлетворением первого.

Стоимость разработки, например, РН Electron, по сведениям в печати, составила 100-250 млн.долл., для LauncherOne – не менее 700 млн.долл. В условиях бюджетных ограничений и дефицита частного инвестиционного капитала подобные затраты могут оказаться непосильными для реализации отечественного проекта вплоть до передачи в серийную эксплуатацию. При этом, однако, низкая степень готовности отечественных группировок малых КА позволяет не форсировать сроки разработки (во всяком случае, для пусков гражданского назначения). Плановое развертывание отечественных группировок потребует активного восполнения в 2030-2032 гг. К этому времени СЛРН должна быть готова к конкурентной борьбе с прочими вариантами его проведения.

Хотя постановка задачи прямой ценовой конкуренции СЛРН с РН более тяжелого класса противоречит обычно наблюдаемой тенденции снижения удельной стоимости выведения с ростом грузоподъемности носителя, в пользу возможности её решения говорят следующие факторы:

- снижение стоимости разработки с уменьшением грузоподъемности РН (согласно Advanced Missions Cost Model двукратное уменьшение сухой массы приводит к снижению оценочной стоимости разработки примерно в полтора раза). Это, в том числе, позволит активнее модернизировать изделие и внедрять перспективные технологии и подходы;

- при неизменном общем грузопотоке снижение грузоподъемности увеличивает количество пусков и серийность производства;

- уменьшение масштаба снижает производственные, транспортные и инфраструктурные расходы.

Несмотря на наличие в разработке ряда частных и государственных проектов, в России до сих пор нет сверхлёгкой РН, дошедшей хотя бы до этапа наземной стендовой отработки. При этом выполнение сформулированных

выше требований также не обосновано ни одним из проектов. Поэтому актуальным является формирование принципов построения проекта СЛРН, способных обеспечить их выполнение, в первую очередь, значительно снизив стоимость разработки и единичного пуска.

В целом, задача снижения стоимости выведения ПН на орбиту стоит с 1970-х годов. Анализ путей её решения проводился многократно, и в настоящее время магистральным путём развития является снижение сухой массы ступеней РН при их минимальном числе и обеспечение максимально многократного использования этих ступеней. Данный подход призван приблизить бизнес-модель на рынке пусковых услуг к действующей в авиации, где, по известным статистическим закономерностям, стоимость перевозок всего в три раза превышает затраты на топливо. Для РН это означало бы кардинальное снижение стоимости выведения.

Но на данный момент задача создания полностью многократной РН пока не решена, стоимость её разработки очень высока, а оборудование, необходимое для безопасного возвращения ступеней, уменьшает долю полезной нагрузки. Окупиться подобная разработка может только на большом количестве пусков, что для отечественного рынка пусковых услуг займёт длительное время. Указанные проблемы, хотя и в меньшей степени, характерны и для частично многократных РН. Поэтому новые проекты, разработанные в рамках данного направления, будут неизбежно проигрывать экономически существующим ракетам с уже окупившейся разработкой и отлаженным производством.

Существует альтернативный подход, в рамках которого были обоснованы следующие принципы:

- отказ от безусловной минимизации массы и габаритов РН, унаследованной от проектирования межконтинентальных баллистических ракет;
- проектирование с минимизацией расходов на разработку, что должно снизить и стоимость серийного изделия;

- упрощение конструкции РН при приемлемой потере эффективности;
- применение вытеснительной подачи в двигательных установках;
- использование коммерческой электроники в системе управления;
- акцент на технологиях производства, широко распространённых в иных отраслях помимо аэрокосмической;
- применение простых надёжных решений вместо резервирования;
- отказ от использования существующих полигонов с одновременным упрощением обслуживания РН на новой, собственной площадке.

Данные рекомендации могут быть приняты при оптимизации проектирования отечественных РН малой грузоподъёмности.

Список литературы к разделу 6

1. Сердюк В.К. Проектирование средств выведения космических аппаратов. М. Машиностроение 2009г. 504с.
2. Whitehead, J.C., "Trajectory Analysis and Staging Trades for Smaller Mars Ascent Vehicles," J. Spacecraft, Accepted for publication, 2005. Revised from "Mars Ascent Propulsion Trades with Trajectory Analysis," AIAA Paper 2004-4069, July 2004
3. Handbook of cost engineering for space transportation systems (revision 2) with Transcost 7.2 : statistical-analytical model for cost estimation and economical optimization of launch vehicles Dietrich E. Koelle Ottobrunn, Liebigweg TransCostSystems | 2007Affordable Spacecraft: Design and Launch Alternatives
4. Бечаснов П.М., Ильин А.М. Возможные принципы построения малобюджетной ракеты-носителя сверхлегкого класса. Инженерный журнал: наука и инновации, 2023, вып. 5. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2023-5-2271>