

УДК 629.764

К.В. Коростюк, Н.М. Дронь

Днепровский национальный университет имени Олеся Гончара

СОВРЕМЕННЫЕ ТЕНДЕНЦИИ В СФЕРЕ ПРИМЕНЕНИЯ СУБОРБИТАЛЬНЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Стаття присвячена дослідженню тенденцій сфер застосування суборбітальних ракет-носіїв (РН) і їх особливостей. У статті розкриті питання застосування суборбітальних РН. Надано аналіз існуючих прототипів. Були розглянуті наступні варіанти досягнення максимальної висоти польоту суборбітальних РН: дроселювання тяги, вставка пасивної ділянки траєкторії, підвищення тягоозброєності на старті.

Ключові слова: суборбітальна ракета-носій, дроселювання тяги, пасивна ділянка траєкторії, тягоозброєність.

Статья посвящена исследованию тенденций сфер применения суборбитальных ракет-носителей (РН) и их особенностей. В статье раскрыты вопросы применения суборбитальных РН. Предоставлен анализ существующих прототипов. Рассмотрены следующие варианты достижения максимальной высоты полета суборбитальных РН: дроселирование тяги, вставка пассивного участка траектории, повышение тяговооруженности на старте.

Ключевые слова: суборбитальная ракета-носитель, дроселирование тяги, пассивный участок траектории, тяговооруженность.

The article is devoted to research of tendencies of spheres of application of sounding launch vehicle (SLV) and their features. The article deals with the use of SLV. The analysis of existing proto-types is given. The following options for achieving the maximum altitude of flight of SLV are considered: thrust throttling, insertion of the inactive leg, increase of thrust-to-weight ratio at the launch.

Keywords: sounding launch vehicle, thrust throttling, inactive leg, thrust-weight ratio.

На сегодняшний день большинство стран мира, которые занимаются разработкой летательных аппаратов стремятся разработать РН легкого или сверхлегкого класса. Это связано с тем, что развитие электроники ведет к уменьшению массово-габаритных характеристик элементной базы космических аппаратов. Спутники становятся все меньших размеров, а также растет их функциональная потребность. За последние годы почти половина мирового рынка КА нуждается в выведении микро и наноспутников на низкие околоземные орбиты (НОО).

На рисунке 1 изображена динамика изменения количества выведенных спутников на орбиту массой до 50кг за последние 8 лет, а также прогнозируемая динамика на ближайшие 6 лет [1].

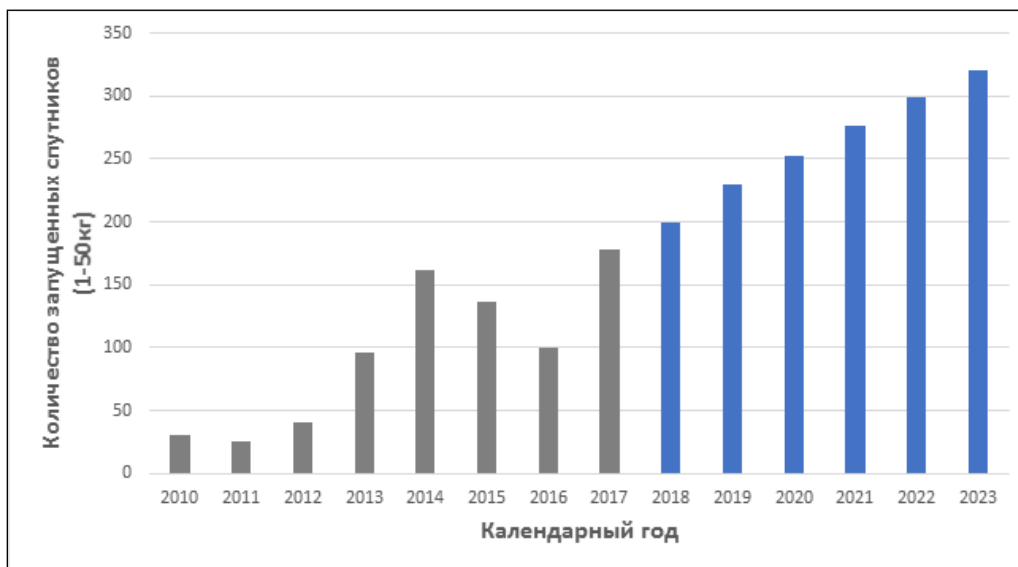


Рис. 1. Динамика изменения количества выведения спутников массой до 50кг

Сложилась тенденция использования суборбитальных ракет-носителей для выведения наноспутников на НОО после доработки и модификации. К примеру, японская двухступенчатая суборбитальная РН SS-520 путем добавления третьей твердотопливной ступени выводит полезный груз (ПГ) порядка 4 кг на НОО.

Рассмотрим особенности суборбитальных РН и области их применения.

Значительная часть суборбитальных полетов носит исследовательский характер и их основное назначение — это первичное тестирование новых технологий, результаты которого в дальнейшем будут применены к разработкам космических аппаратов. Значительная часть исследований проводится в университетах так, как расширение спроса на новые технологии стремительно растет и университеты являются источником новых технологических идей.

Наиболее востребованные сферы применения суборбитальных РН:

1. Использование суборбитальных РН в качестве метеорологических, геофизических РН для исследования верхних слоев атмосферы и близлежащего космоса
2. Предоставление возможности проведения экспериментов с заданными режимами микрогравитации для апробации результатов научно-исследовательской аппаратуры различных спектров деятельности
3. Разработка суборбитальной РН в качестве первого этапа создания сверхлегкого/легкого класса РН для доставки малогабаритного, легкого полезного груза на НОО. На этом этапе предоставляется возможность

отработать перспективные системы, приемлемые на вариантах РН для вывода на НОО.

4. Использование суборбитальной РН в качестве создания эталонного образца для отработки оценки работоспособности систем наблюдения
5. Использование суборбитальной РН в учебных целях при подготовке молодых специалистов в университетах, институтах, колледжах.

Сфера применения суборбитальных РН не ограничивается ракетно-космической отраслью. Они могут быть применены для решения актуальных задач на этапе научно-исследовательских работ в фармакологии, биомедицине, материаловедение, гидрофизике и т.д.

На рисунке 2 в качестве примера показаны области применения американской суборбитальной РН «Improved Orion» [2]. Видно, что значительная часть запусков данной суборбитальной РН было связано с исследованием атмосферы Земли и отработкой систем суборбитальных РН.

В таблице 1 приведены основные характеристики существующих / разрабатываемых суборбитальных РН на жидких (ЖРТ) и твердых (ТРТ) компонентах ракетного топлива (КРТ). Рассматривались суборбитальные РН со стартовой массой в диапазоне от 250 до 12500 кг [3-7].

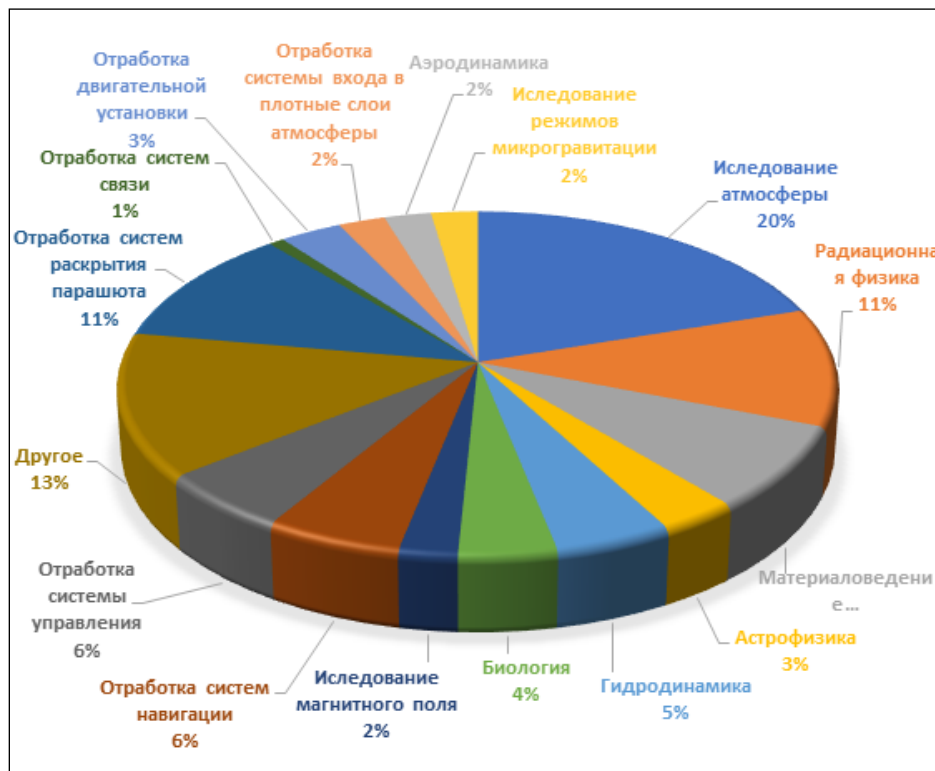


Рис. 2. Области применения суборбитальной РН «Improved Orion» в Европейской программе REXUS

В связи с тем, что большинство предоставленных твердотопливных суборбитальных РН двухступенчатые, а жидкостные как правило одноступенчатые – в работе сравнивались суборбитальные РН по коэффициенту $\xi_{\text{сух}}$ – коэффициент совершенства конструкции (отношение массы конструкции к заправленной массе) для ракетных блоков (РБ), а не ступени. В данном сравнении суборбитальная РН «MAXUS» не используется.

Среднее значение $\xi_{\text{сух}}$ для твердотопливных РБ составляет 0.31, для жидкостных РБ 0.38. Это говорит о том, что для РН сверхлегкого класса с диапазоном стартовой массы от 250 до 3000 кг $\xi_{\text{сух}}$ РБ на ТРТ ниже, чем $\xi_{\text{сух}}$ РБ на ЖРТ в отличие от легких и средних РН.

На рисунке 3 предоставлена зависимость стартовой массы суборбитальной РН на ТРТ и ЖРТ от изменения массы ПГ при поднятии ПГ на высоту 100км. По методу наименьших квадратов [8] была построена прямая зависимости стартовой массы РН от массы ПГ на ЖРТ и ТРТ.

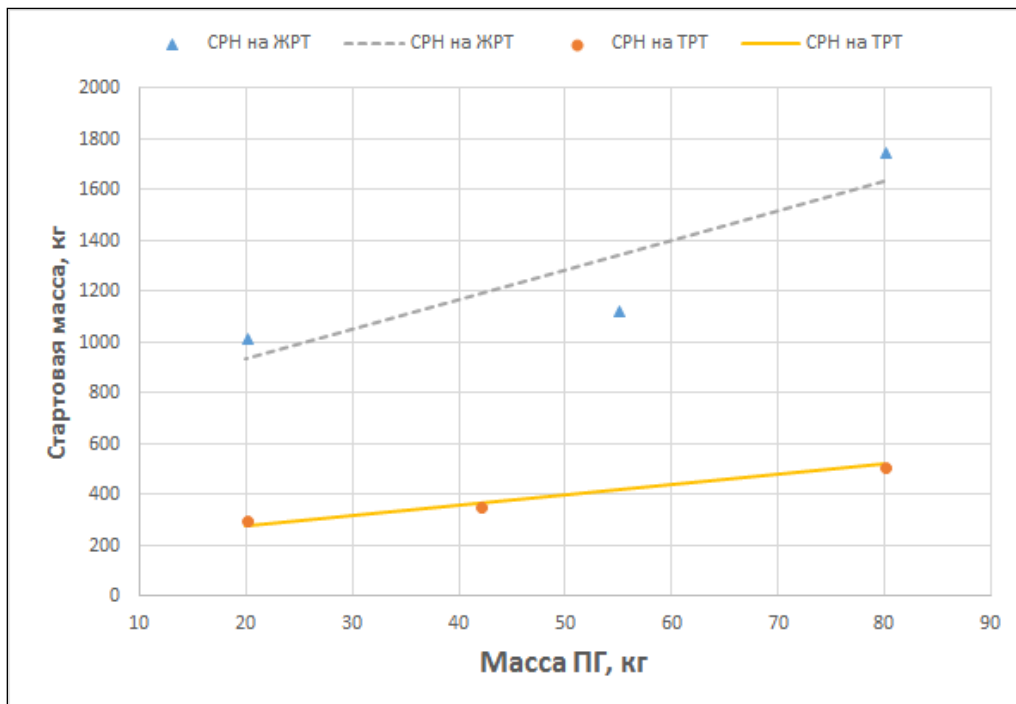


Рис. 3. Зависимость изменения массы ПГ от стартовой массы суборбитальной РН при поднятии ПГ на 100км

Сводная таблица суборбитальных ракет-носителей

Параметр	Носитель						
	VSB-30 (Texus)	Maxus	Improved Orion (Rexus)	Terrier Malemute	SpaceloftXL	SS-520	Black Brant III
Страна	Бразилия	США	США	США	США	Япония	Канада
Количество ступеней	II	I	I	II	I	II	I
Компоненты I ступени	Твердое	Твердое	Твердое	Твердое	Твердое	Твердое	Твердое
Компоненты II ступени	Твердое	-	-	Твердое	-	Твердое	-
Длина РН, м	13	15,5	5,6	12,7	6	9,65	5,5
Мах диаметр, м	0,57	1	0,35	0,46	0,27	0,52	0,26
Стартовая масса, кг	2570	12400	515	1609	355	2740	286
Масса топлива I ст.	616	10042	290	578	219	1587	170
Масса топлива II ст.	859	-	-	500	-	325	-
Масса конструкции I ст.	284	1558	125	322	100	513	98
Масса конструкции II ст.	341	-	-	100	-	175	-
Тяга I ступени, кН	240	500	7	257,5	36,6	145	49
Тяга II ступени, кН	102	-	-	55,1	-	-	-
Время работы I ст., с	11	63	26	5	12	65	-
Время работы II ст., с	20	-	-	22	-	-	-
Время микрогравитации, мин	6	14	2	-	2	13	-
Качество микрогравитации	10 ⁻⁴	10 ⁻⁴	10 ⁻⁴	-	10 ⁻⁴	10 ⁻⁴	-
Мах перегрузка на АУТ	10	10	21	26	25	-	-
Масса ПГ, кг	400	800	100	230	36	140	18
Апогей, км	260	705	90	400	115	800	177
ξ_I	0,316	0,134	0,301	0,358	0,313	0,244	0,366
ξ_{II}	0,284	-	-	0,167	-	0,350	-
Статус	Активная	Активная	Активная	Активная	Активная	Активная	Закрыта
Примечание	Последний запуск: 23.01.2016	Последний запуск: 07.04.2017	Последний запуск: 16.03.2017	Последний запуск: 2012	Последний запуск: 23.10.2014	Последний запуск: 2017	Последний запуск: 1985

Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. Том XXV

Параметр	Носитель							
	Black Brant IX	МН-300	МОМО	Arion 1	Ariel	Exos	Nexo II	HEAT-2X
РН	Канада	Россия	Япония	Испания	Австралия Сингапур	США	Дания	Дания
Страна	Канада	Россия	Япония	Испания	Австралия Сингапур	США	Дания	Дания
Количество ступеней	II	I	I	I	I	I	I	I
Компоненты I ступени	Твердое	Твердое	O ₂ + этанол	O ₂ + керосин	Гибридное	O ₂ + керосин	O ₂ + этанол	O ₂ + этанол
Компоненты II ступени	Твердое	-	-	-	-	-	-	-
Длина РН, м	14,5	8	10	12	7,2	11	6,7	10,7
Мах диаметр, м	0,44	0,45	0,5	0,65	0,68	0,5	0,3	0,65
Стартовая масса, кг	2100	1564	1020	-	-	1130	292	1753
Масса топлива I ст.	578	1032	700	-	-	744	114	1200
Масса топлива II ст.	750	-	-	-	-	-	-	-
Масса конструкции I ст.	322	532	300	-	-	343	178	473
Масса конструкции II ст.	450	-	-	-	-	-	-	-
Тяга I ступени, кН	257,5	-	12	30	70	29	5	45
Тяга II ступени, кН	111	-	-	-	-	-	-	-
Время работы I ст., с	5	23	120	-	-	135	35	100
Время работы II ст., с	34	-	-	-	-	-	-	-
Время микрогравитации, мин	6+	-	2,5	6	-	3	-	2
Качество микрогравитации	10 ⁻⁴	-	10 ⁻⁴	10 ⁻⁴	-	10 ⁻⁴	-	10 ⁻⁴
Мах перегрузка на АУТ	-	25	5	-	-	-	-	-
Масса ПГ, кг	500	150	20	200	130	43	-	80
Апогей, км	300	300	100	250	150	128	-	100
ξ_I	0,358	0,340	0,300	-	-	0,316	0,610	0,283
ξ_{II}	0,375	-	-	-	-	-	-	-
Статус	Активная	Активная	Активная	Разработка	Разработка	Разработка Активная	Разработка	Авария Закрыта
Примечание	Последний запуск: 2017	Последний запуск: 2015	Первый запуск: 30.07.2017	Первый запуск планируется на 2018	Первый запуск планируется на 2019	Первый тестовый пуск в 2015	Первый запуск планируется на 2018	Авария на старте в 2014

Исходя из анализа рассмотренных суборбитальных РН, для поднятия ПГ массой 20 – 80кг применяются РН на ТРТ со стартовой массой 290 – 515кг, для поднятия такого же ПГ стартовая масса суборбитальных РН на ЖРТ составляет 1020 – 1750кг. Это свидетельствует о том, что для поднятия ПГ на 100км требуется суборбитальная РН на ЖРТ в 3.5 раза тяжелее, чем суборбитальная РН на ТРТ. Однако суборбитальные РН на ЖРТ имеют преимущества перед суборбитальными РН на ТРТ.

Недостатки суборбитальных РН на ТРТ:

- Большая перегрузка на АУТ, порядка 25g, что может существенно ограничить диапазон ПГ
- Отсутствие возможности многократного использования

В связи с необходимостью оценки возможности минимизации потерь скорости на АУТ для повышения высотности суборбитальных РН, следует исследовать влияние режимов изменения тяги, особенно на участках больших скоростных напоров.

Рассмотрим несколько вариантов изменения диаграммы тяги жидкостного ракетного двигателя до момента прохождения максимального скоростного напора.

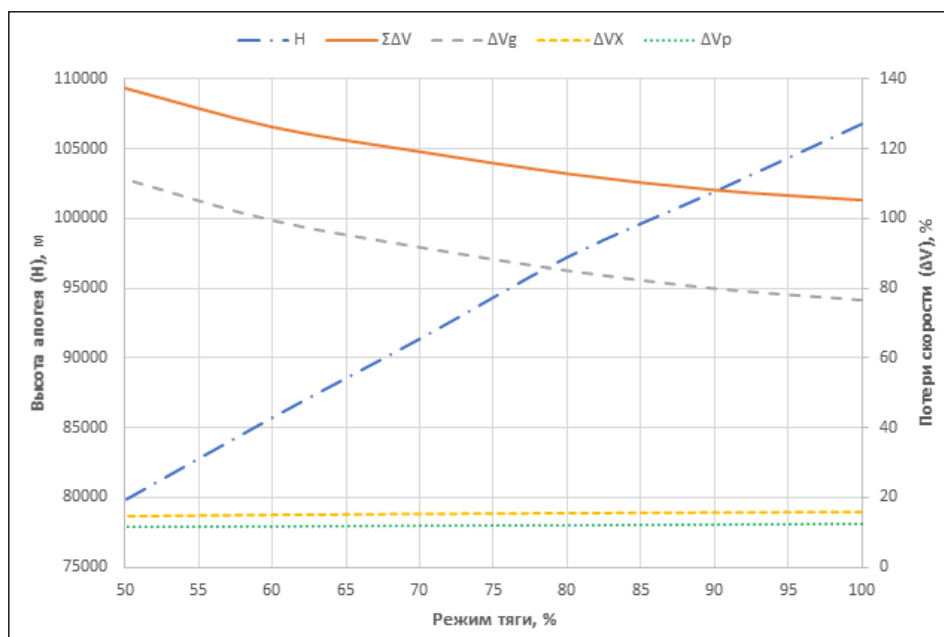


Рис. 4. Зависимость изменение высоты апогея и потерь скорости от дросселирования

Дросселирование осуществлялось на высоте ориентировочно 5км, где значение числа маха $M = 0,9$, и скоростной напор на данной высоте составляет 29 кПа. Рассматривалось 5 вариантов дросселирования тяги: от 50 до 90% с шагом 10%. Путем дросселирования тяги на активном участке траектории (АУТ) удалось снизить потери скорости на аэродинамику (ΔV_x) на 1-2%, потери на противодавление (ΔV_p) порядка 1%, но значительно возросли

гравитационные потери (ΔV_g) на 3-34% из-за увеличения времени АУТ. На рисунке 4 предоставлены результаты расчетов.

Рассмотрим несколько вариантов длительности применения промежуточного пассивного участка траектории на участке прохождения максимального скоростного напора.

Пассивный участок траектории применялся на высоте ориентировочно 5км, где значение числа маха $M = 0,9$, и скоростной напор на данной высоте составляет 29 кПа. Рассматривалось 5 вариантов с применением пассивного участка длительностью от 5 до 25с с шагом 5с. Путем вставки пассивного участка траектории удалось снизить потери скорости на аэродинамику на 2-6%, потери на противодавление до 1%, но возросли гравитационные потери на 3-15%. На рисунке 5 предоставлены результаты расчетов.

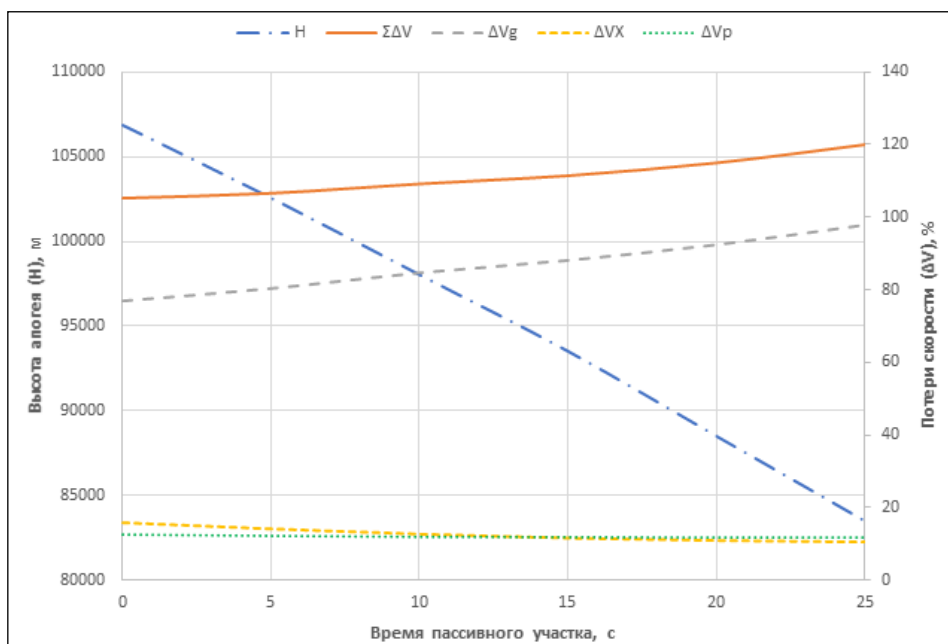


Рис. 5. Зависимость изменение высоты апогея и потерь скорости от длительности вставки пассивного участка полета

Рассмотрим влияние изменения тяговооружённости на высоту выведения ПГ и потери скорости. При решении данной задачи были приняты следующие особенности и допущения:

- масса конструкции const;
- масса топлива const;
- изменение тяговооружённости осуществляется путем изменения тяги за счет изменения расхода КРТ.

Тяговооружённость определяется по следующей формуле:

$$\mu = \frac{P_0}{G_0} \quad (1)$$

где P_0 – тяга на уровне моря, G_0 – стартовая масса.

При увеличении тяговооруженности на старте до 4 единиц, аэродинамические потери растут на 10%, потери на противодавление практически не изменяются, но гравитационные потери снижаются на 60%, следовательно, суммарные потери скорости на АУТ снижаются с увеличением тяговооруженности. В связи с уменьшением потерь скорости, конечная скорость суборбитальной РН увеличивается, следовательно, высота апогея увеличивается. Результаты исследования предоставлены на рисунке 6.

Все расчеты кинематических параметров траектории проводились по методике [9].

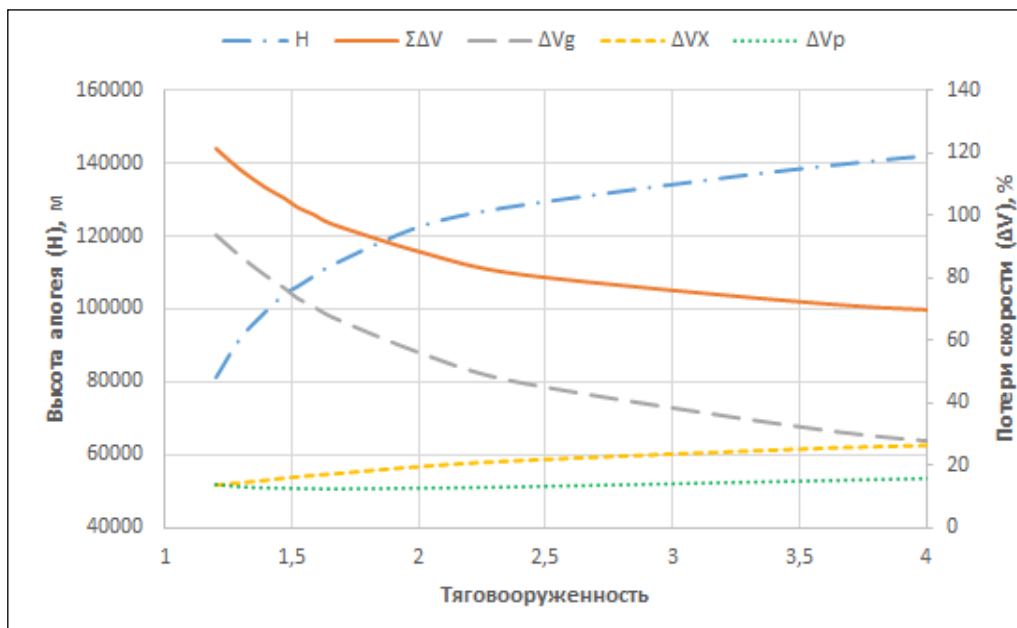


Рис. 6. Зависимость изменение высоты апогея и потерь скорости от тяговооруженности

Выводы. В результате сопоставительного анализа характеристик, существующих суборбитальных РН со стартовой массой до 3000кг, выявлены преимущества суборбитальных РН на ТРТ в сравнении с ЖРТ при одинаковых значениях массы ПГ и высоты выведения:

1. Коэффициент относительной массы для такого класса ракет на ТРТ ниже, чем для ракет на ЖРТ.
2. Тяговооруженность ракет на ТРТ может быть достигнута значительно выше, чем тяговооруженность ракет на ЖРТ. Но с ростом тяговооруженности увеличиваются перегрузки, что может привести к ограничению состава измерительной аппаратуры.

В статье показано, что при суборбитальном полете, траектория которого близка к вертикальной, нецелесообразно применять дросселирование тяги двигателя и промежуточный пассивный участок траектории для достижения максимальной высоты, так как это приводит к увеличению суммарных потерь

скорості, следовательно, к уменьшению высотности, что является главным показателем для суборбитальной РН.

Установлено, что для минимизации суммарных потерь скорости, что приводит к увеличению высотности суборбитальных ракет целесообразно повышать тяговооруженность на старте.

Библиографические ссылки

1. “State of the Satellite Industry Report”, Bryce space and technology, June 2017.
2. Schüttauf K., Hassenpflug F., Koudele P., Pinzer M., “REXUS User Manual”, version 7.15, EuroLaunch, November 2017.
3. “MASER User Manual”, Edition 2, rev. 1, Swedish Space Corporation, Sweden, February 1992.
4. “Microgravity Sounding Rocket Missions”, Issue 1, DASA, Bremen, Germany, August 1995.
5. “Summary Review of Sounding Rocket Experiments in Fluid Science and Material Sciences”, ESA SP-1132 Volumes 1-4, February 1991 – October 1994.
6. “NASA Sounding Rockets User Handbook”, NASA Goddard Space Flight Center, USA, July 2015.
7. “The Annual Compendium of Commercial Space Transportation: 2018”, Federal Aviation Administration, January 2018.
8. Ковбасюк С.В., Писарчук О.О., Ракушев М.Ю. Метод найменших квадратів та його практичне застосування: Монографія. – Житомир: ЖВІ НАУ, 2008. – 228с.
9. Проектування і конструкція ракет-носіїв: Підручник / В.В. Близниченко, Є.О. Джур, Р.Д. Краснікова, Л.Д. Кучма, А.К. Линник та ін.; за ред. акад. С.М. Конюхова. – Д.: Вид-во ДНУ, 2007. – 504 с.