



ООО «Пакс-Дизайн»

2021-2022



## АНАЛИТИЧЕСКАЯ ЗАПИСКА

### Возможности улучшения ТТХ перспективных отечественных жидкостных РН для обеспечения лидерства на мировом рынке коммерческих пусков

Руководитель работы – В.А. Гнездилов, Засл. конструктор РФ, к.т.н., [gnezdilov-va@mail.ru](mailto:gnezdilov-va@mail.ru)

Разработчик – И.С. Курников, зам. главного конструктора «Пакс-Дизайн», [Kurnikov.Engineer@gmail.com](mailto:Kurnikov.Engineer@gmail.com)

*В работе использованы материалы Роскосмоса, ЦНИИМАШ, РКК ЭНЕРГИЯ, ESA, NASA, JAXA, ISRO из открытых источников*

[www.PAX.ru](http://www.PAX.ru)





## Проблемы конкуренции российских ракет-носителей с аналогичными зарубежными РН

2

Д.О. Рогозин: «вся космическая стратегия России сводится к борьбе за эффективность и надежность, ... **будем сражаться на (мировом) рынке с ведущими производителями РН.** Мы изначально закладываем возможность глубокой коммерциализации и отвоевание рынка пусковых услуг». В планы развития отечественных ракетных комплексов вошли РН «Ангара-1.2», «Союз-7», «Союз-6», «Союз-5», «Ангара-А5М», «Ангара-А5В».

Действительно, сегодня на мировом рынке обостряется конкуренция пусков полезных грузов (ПГ) легкими и средними РН, поэтому необходимо правильно оценивать запросы мирового рынка в типах РН и **улучшать для этого ТТХ перспективных отечественных РН.**

- **Лидерами по количеству пусков** в этих сегментах в 2019 являются «Falcon 9» (22%), «Чанчжен-4» (14%), «Союз-2.1» (14%), «Протон-М» (10%), «PSLV» (10%).
- **Лидерами по коммерческой эффективности** выведения ПГ являются «Falcon 9» (3,333 \$/кг), «PSLV» (4,737 \$/кг), «Чанчжен-2» (5,263 \$/кг).
- **Лидерами по надежности выведения ПГ** являются: «Чанчжен-3С» (40 пусков / 100% успешно), «Чанчжен-2С» (83 пуска / 97 % успешно), «Falcon 9» (50 пусков / 94% успешно), «Союз-2.1» (70 пусков / 93% успешно), «PSLV» (42 пуска / 93% успешно).

Как показано в Записке далее, запускаемые спутники имеют тенденцию к уменьшению размеров и увеличению их количества в ПГ на РН среднего и легкого классов, при этом 90% спутников будут выводиться РН с полезным грузом менее 10 т.

Для успешной конкуренции на мировом рынке **в будущем Роскосмос развивает РН с улучшенными ТТХ:** «Ангара 1.2» с ПГ 3.7 т, «Союз-7» с ПГ 10.5т, «Союз-6» с ПГ 9т, «Союз-5» с ПГ 17т, «Ангара-А5М» с ПГ 25т и «Ангара-А5В» с ПГ 37т, в том числе с применением более совершенных, чем керосиновые, метановых двигателей для 1 ступеней РН.

Мы готовы дать предложения по улучшению ТТХ перспективных отечественных РН, реализуемые уже в ближайшие годы.

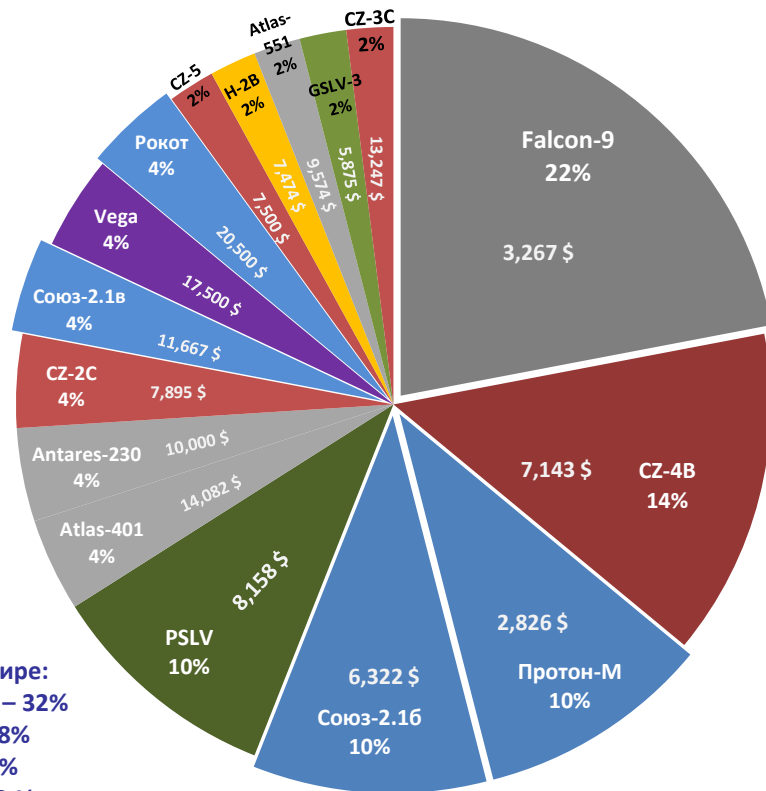
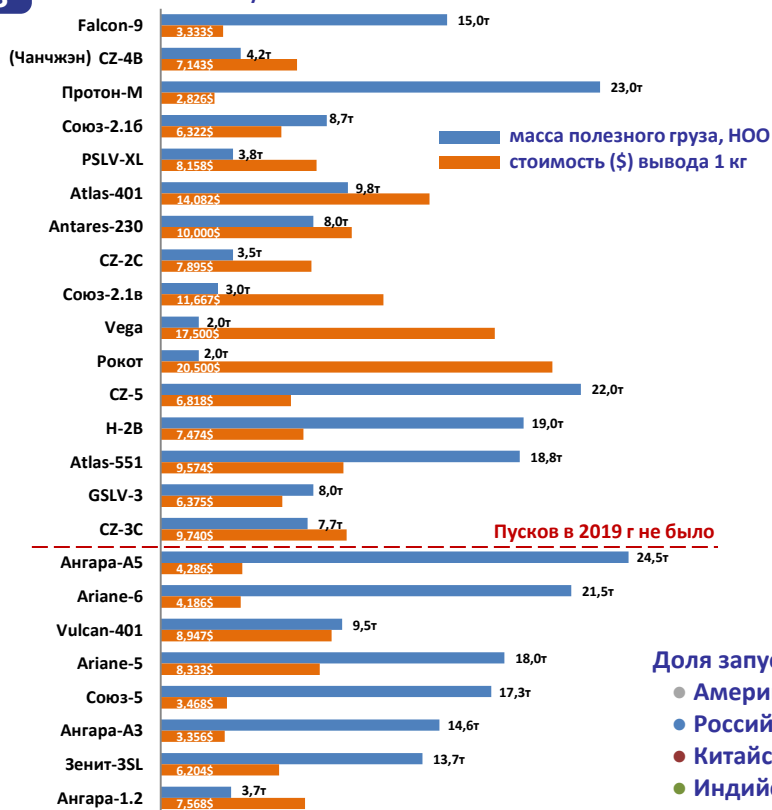
**Целью настоящей работы является разработка проектных параметров полной линейки перспективных отечественных РН на основе анализа ТТХ отечественных и лучших зарубежных РН для обеспечения превосходства отечественных РН над зарубежными .**



# Состояние рынка коммерческих запусков ракет-носителей среднего класса на 2019 г.

3

Пуски в 2019 г



Доля запусков РН в мире:

- Американских РН – 32%
- Российских РН – 28%
- Китайских РН – 22%
- Индийских РН – 12%

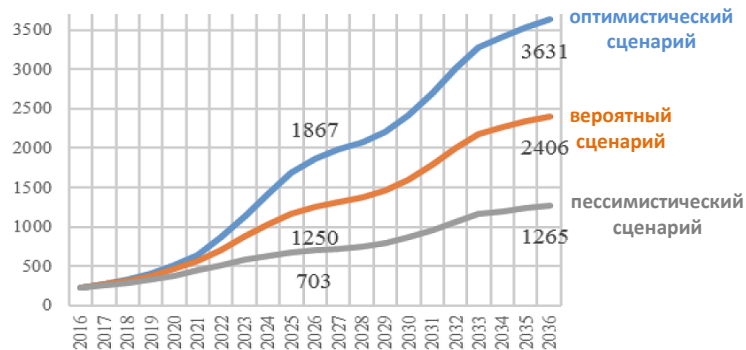


# Тенденции развития мирового рынка коммерческих запусков РН и спутников

## Ожидаемый резкий рост количества мини-, микро-, и особенно - наноспутников

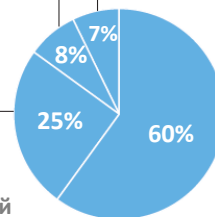
4

### Прогноз количества выводимых коммерческих спутников



Доля запусков ракет-носителей сверхлегкого класса (до 0.5 т)

Доля запусков ракет-носителей тяжелого класса (от 20 т)



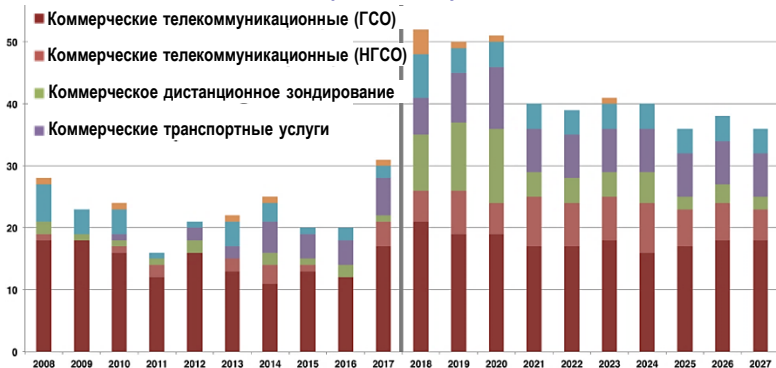
Более 80% запусков приходится на РН легкого и среднего классов

Доля запусков ракет-носителей легкого класса (от 0.5 т до 2 т)

Доля запусков ракет-носителей среднего класса (2 т до 20 т)

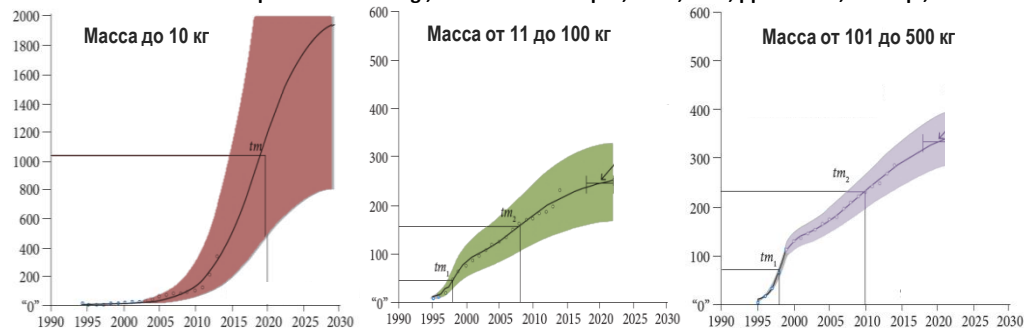
Источник: Reinventing Space Conference

### количество коммерческих запусков с 2008 по 2017



### роста количества коммерческих спутников в 1990 – 2030гг: нано, микро, мини

Источник: J. Aerosp. Technol. Manag., São José dos Campos, Vol.7, No 3, pp.269-286, Jul.-Sep., 2017

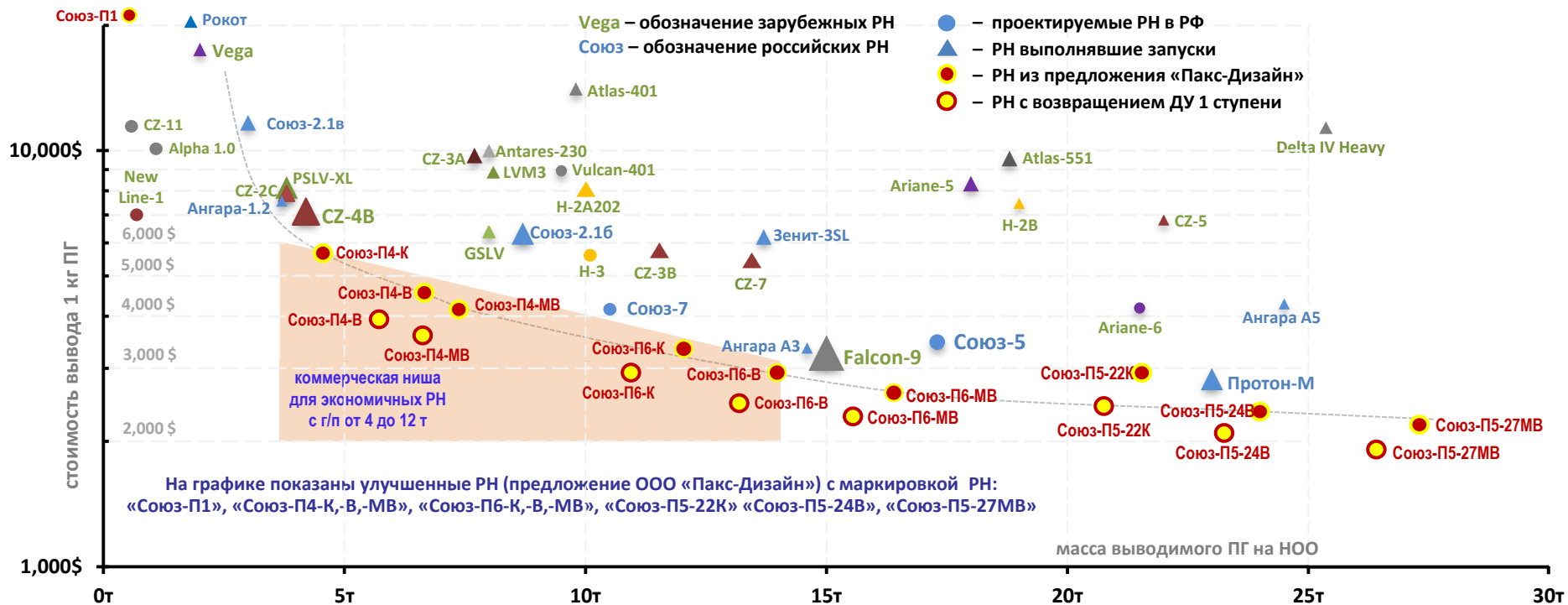


Уменьшение количества запусков легких и средних РН связано с миниатюризацией спутников, выводимых пакетами (группами)



## Диаграмма заявленных масс ПГ современных РН и стоимость вывода ими 1 кг ПГ на НОО в 2019

5 График демонстрирует распределение РН с грузоподъемностью от 0.5 до 27т на НОО. Обнаружена перспективная коммерческая ниша (выделена оранжевым) для отечественных РН с г/п от 3.5т до 14т с ценой вывода кг ПГ менее 6,000 \$ для ПГ=4т и менее 3,000 \$ для ПГ=14т. Отечественные РН представлены в нише «Ангара 1.2» и «Союз-2.16» с относительно высокой стоимостью вывода 1 кг ПГ. Необходимо создать РН с ПГ 4.5-7т на базе РД-181 и РН с ПГ 12-15т на базе РД-180.



Источник для графика: Ежегодный сборник коммерческих космических перевозок, Федеральное авиационное агентство США, 2018



## Способы улучшения основных ТТХ перспективных отечественных РН

**6** Из интервью Д.О. Рогозина «Комсомольской правде»: «Россия будет рассматривать возможность многократного использования ракетных блоков, но сделаем это на иных, чем Space X, технологиях, которые действительно обеспечат экономическую эффективность такого рода пусков. Это переход на **метановые двигатели**, которые могут быть многократно использованы без переборки и очистки. Двигатель — это самая дорогая часть ракетного модуля, и начать надо именно с него».

Действительно, важнейшим параметром, влияющим на ТТХ РН и величину ПГ является удельный импульс ДУ 1 и 2 ступеней. Использование метановых двигателей (РД-0162), как показали наши расчеты для РН среднего и тяжелого классов позволит **увеличить вес ПГ на 10-15%**. Но и использование керосиновых ДУ РД-0124, РД-181, РД-180, РД-171 в сочетании с оптимизацией конструкций корпусов РН позволит успешно конкурировать с зарубежными РН еще до освоения метановых ДУ.

### **Эффективные способы повышения массы ПГ российских РН:**

- **важнейший:** возможность **увеличения массы ПГ от 10 до 30%** достигается применением 2 ступени с водородной ДУ.
- **важный:** возможность **увеличения массы ПГ до 25%** (на НОО) за счет снижения сухой массы 1 и 2 ступеней, в том числе минимизация массы бортового топливного и приборного оборудования;
- оптимизация распределения масс топлива между 1 и 2 ступенями и снижение тяговооруженности РН - **повышает массу ПГ до 10%**;
- отказ от дросселирования ДУ для снижения воздействия скоростного напора на РН - **увеличивает массу ПГ до 1,5% даже при необходимости дополнительно укрепить корпус РН;**

Для получения оптимальных параметров для каждой РН **мы разработали методику расчета динамики полета, которая позволяет получать нагрузки на различные РН**, оптимизировать массу топлива, баков и корпуса, оптимизировать влияние конструктивных элементов и соотношение их масс в РН. Методика подтверждена расчетами динамики выведения заявленного полезного груза на НОО для РН «Зенит», «Союз-5», «Falcon 9 FT», совпадением результатов расчетов траекторий с реальными данными с точностью около 1%.

**Для удешевления стоимости запусков 1 кг ПГ** за счет многократного использования блоков целесообразно применить приводнение 1 ступени на аэродинамических тормозах и парашютах. При использовании 5% от массы ПГ на применение системы торможения 1 ступени при пятикратном использовании двигателя или блока 1 ступени **стоимость пуска возможно снизить на 10-30%**.

**В записке приведен анализ влияния различных параметров РН на конструктивное совершенство предлагаемых РН и массу ПГ и на стоимость вывода ПГ для каждого вида и типа перспективных отечественных РН легкого, среднего, тяжелого и сверхтяжелого классов.**



# Влияние совершенства двигателей 1 и 2 ступеней на конструктивное совершенство РН

## Перспективы применения метановых и водородных двигателей

**7** На сегодняшний день **керосиновые ДУ** (РД-0124, РД-181, РД-180, РД-171) в сочетании с уменьшением сухой массы РН позволяют успешно конкурировать с зарубежными РН. **Недостатками** этих керосиновых ДУ являются большая масса и высокая стоимость.

Применение **водородных ДУ** для 2 и 3 ступеней могут повысить массу ПГ от 10 до 30%, особенно это существенно для легких и средних РН. Все космические державы активно разрабатывают водородные ДУ, имеющие самый высокий удельный импульс до 450 с. **Эффективность применения водородной ДУ для 2 ступени значительно превосходит эффект применения метановой ДУ для 1 ступени в 2-3 раза.** **Недостатки:** если ракета заправлена водородом, то он находится при температуре около -258С, что приводит к дополнительным затратам на подготовку пуска.

### Характеристики перспективных метановых ДУ

	РД-0162	«Raptor»	«BE-4»
тяга у земли, тс	203	200	240
удельный импульс, уровень моря, м/с	321	330	310
удельный импульс, вакуум, м/с	356	370	347
сухая масса, кг	2 200	2 000	2 900
стоимость, млн.\$	н/д	2	8

**Метановые ДУ** для 1 ступени имеют удельный импульс до 375с, что позволяет увеличить массу выводимого ПГ (по сравнению с керосиновыми ДУ). Продукты сгорания в **метановом** двигателе гораздо чище, чем в керосиновом, что **существенно расширяет возможности многократного использования** и снижает стоимость пуска.

**Недостатки:** дороговизна отработки и изготовления сложной системы управления подачи компонентов топлива и горячей части топливно-насосного агрегата кислорода, в которой действует окисленный газ при очень высоком давлении. **Из-за малой плотности метана увеличивается сухая масса бака 1 ступени и снижаются преимущества метанового двигателя по сравнению с кислородно-керосиновым.**

В настоящее время разработки и испытания метановых двигателей в составе многоразовых РН ведутся в РФ, США, Китае и ЕС.



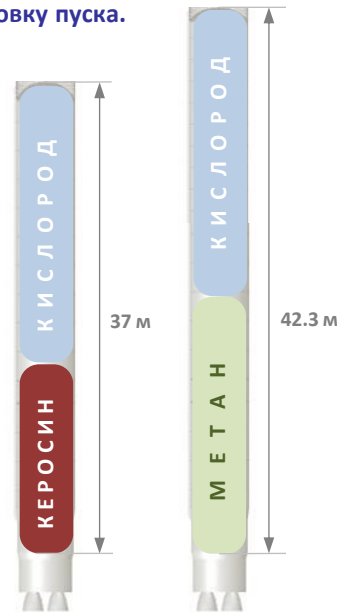
РД-0162 (КБХА)



«Raptor» (SpaceX)



«BE-4» (Blue Origin)



Некоторые создатели РН применяют в качестве боковых ускорителей блоки ТТУ. Преимущества их в удельном импульсе сомнительны, а совмещение ТТУ и ЖРД блоков приводит к снижению общей надежности РН из-за низкой надежности ТТУ.

сравнение размеров баков 1 ступени при одинаковой массе топлива (410 т)



## Способы снижения сухой массы I и 2 ступеней РН

### Высокая эффективность стрингерных и композитных конструкций баков РН

8 За рубежом для жидкостных РН активно применяются **легкие и жесткие конструкции со стрингерным подкреплением баков.**

Например, корпус РН «Falcon 9» – лучшей РН в среднем классе – выполнен из **гладких цилиндрических обечаек (из алюминиево-литиевого сплава) с подкреплениями стрингерами.** Верхний бак первой ступени выполнен из гладких цилиндрических оболочек со шпангоутами, нижний бак керосина – из цилиндрических оболочек, подкрепленных стрингерами и шпангоутами, при этом **бак кислорода имеет совмещенное с баком керосина дно.** Это конструктивное решение позволяет создавать легкие корпуса первой и второй ступени с **сухой массой 22.2 т и 4.0 т** соответственно, что позволяет планировать выведение на НОО полезного груза массой до 21 т (заявленная масса 22.8 т нашими расчетами не подтверждается, масса выведенного ПГ – 15 т и 9.6 т для спутников Iridium). **Пожоже решение подкреплений обечаек стрингерами используется и другими, в т.ч. в японских РН H-II и H-III.**



Гладкие обечайки бака кислорода



Силовой набор бака керосина

Боковой ускоритель Ariane-6



Изготовление композитного бокового блока

Особенно эффективно применение конструкций из композитных материалов для легких РН



Композитный силовой каркас бака легкой РН





## Эффективность стрингерной конструкции баков РН на примере СОЮЗ-П5-22К

9

Масса 1 ступени, т	
Баки	9.8
Хвостовой отсек	10.8
Приборы	1.4
Всего	22.0

Масса 2 ступени, т	
Баки	2.0
Хвостовой отсек	1.5
Приборы	1.0
Всего	4.5



Гладкие цилиндрические обечайки баков РН хорошо воспринимают растягивающие нагрузки от давления топлива, но требуют подкрепления при воздействии сжимающих нагрузок от веса 2 ступени и КГЧ при перегрузке и при изгибе корпуса РН от поперечных нагрузок.

Фрезерованные (вафельные) обечайки несколько хуже воспринимают растягивающие и плохо - сжимающие нагрузки. Тонкие листы топливных баков невозможно фрезеровать.

Как показали наши расчеты (на стр. 10), наилучшим конструктивным решением является внутреннее стрингерное подкрепление баков из сплава 01570 (Р-1580), стрингеры соединяются с обечайками точечной сваркой.

В предлагаемой конструкции топливные баки увеличены на 10%, сухие массы ступеней уменьшены на 10.5 т (по сравнению с СОЮЗ-5).

Увеличены размеры магистрали кислорода для повышения жесткости и уменьшения риска кавитации на входе в нее. Днище бака кислорода совмещено с верхом бака керосина и защищено теплоизоляцией.

Проведенные расчеты прочности и жесткости баков со стрингерным подкреплением для «СОЮЗ-П5» (показаны далее) подтвердили высокую эффективность предлагаемой конструкции по сравнению с РКН «Зенит» (СОЮЗ-5) и с Falcon9.

**Использование стрингерной конструкции для 1 и 2 ступени в РН среднего, тяжелого класса и РКН СТК позволит обеспечить существенное снижение сухой массы и значительное улучшение ТТХ РН. Для 2 ступени бака водорода и баков легких РН возможно использовать только обечайки из листов.**

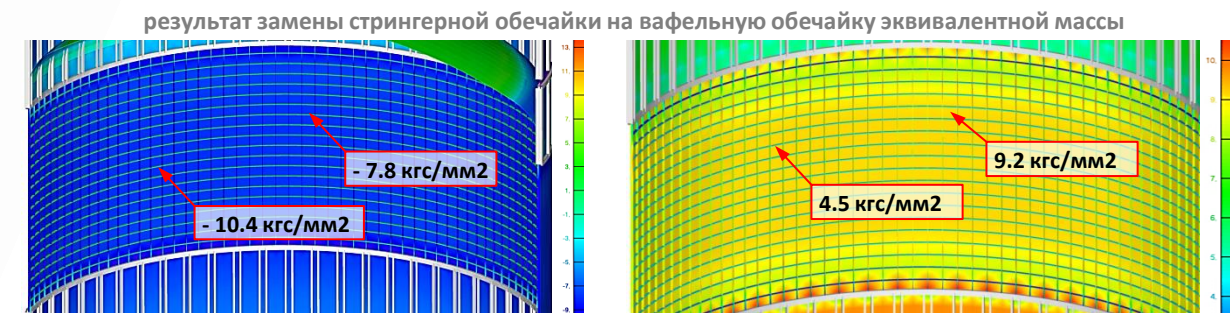
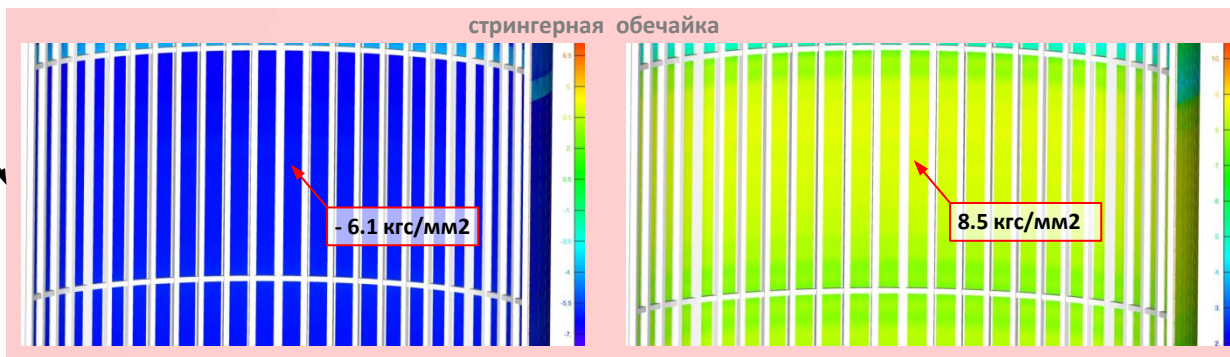
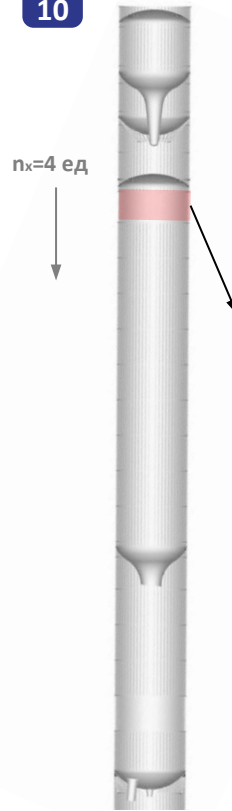




# Результаты сравнительного расчета прочности и устойчивости вафельной и стрингерной обечаек бака кислорода «СОЮЗ-П5-22К»

10

Максимальные сжимающие напряжения, кгс/мм <sup>2</sup>			Эквивалентные напряжения по Мизесу, кгс/мм <sup>2</sup>		
Обечайка со стрингерами	Стенка вафельной обечайки	Вертикальное ребро вафельной обечайки	Обечайка со стрингерами	Стенка вафельной обечайки	Горизонтальное ребро вафельной обечайки
- 6.1	- 7.8	- 10.4	8.5	9.2	4.5



Применение стрингерных обечаек позволяет уменьшить сухую массу баков до 40%.

Напряжения сжатия в верхней части кислородного бака стрингерной конструкции на 25% меньше, чем для обечайки с вафельной структурой эквивалентной массы.

Эквивалентные напряжения в верхней части кислородного бака стрингерной конструкции на 8% меньше, чем для обечайки с вафельной структурой эквивалентной массы.

Источник: «определение технологичности обечайки с вафельной конструкцией» - Зайцев («РИТМ Машиностроения», РКК Энергия)

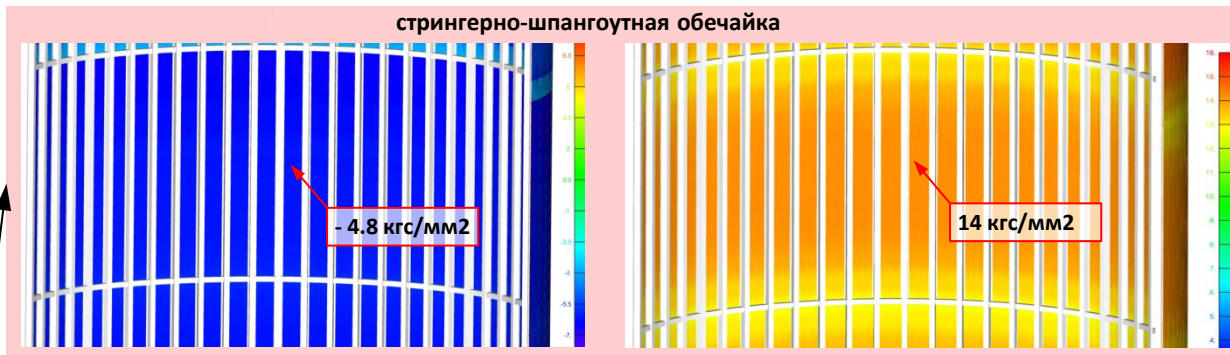


# Результаты сравнительного расчета прочности и устойчивости вафельной и стрингерной обечаяек бака керосина «СОЮЗ-П5-22К»

11

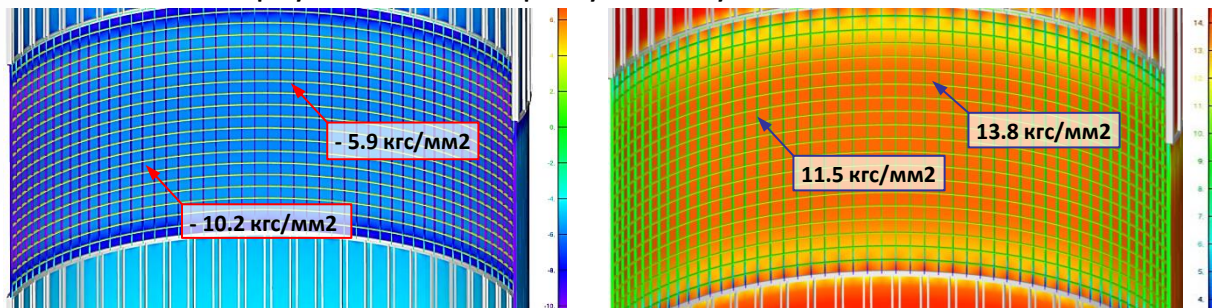
Максимальные сжимающие напряжения, кгс/мм <sup>2</sup>			Эквивалентные напряжения по Мизесу, кгс/мм <sup>2</sup>		
Обечайка со стрингерами	Стенка вафельной обечайки	Вертикальное ребро вафельной обечайки	Обечайка со стрингерами	Стенка вафельной обечайки	Горизонтальное ребро вафельной обечайки
- 4.8	- 5.9	- 10.2	14	13.8	11.5

$n_x=4$  ед



Напряжения сжатия в нижней части бака керосина стрингерной конструкции на 50% меньше, чем для обечайки с вафельной структурой эквивалентной массы.

результат замены на вафельную обечайку эквивалентной массы



Эквивалентные напряжения в нижней части бака керосина для стрингерной конструкции и для стенки вафельной обечайки эквивалентной массы приблизительно одинаковы.



## Примеры способов спасения приводнением блока 1 ступени и ДУ на парашютах

12 Специалисты корпорации **ULA** разрабатывают технологию для спасения хвостового отсека и многоразового использования новейших ракет **Vulcan**.

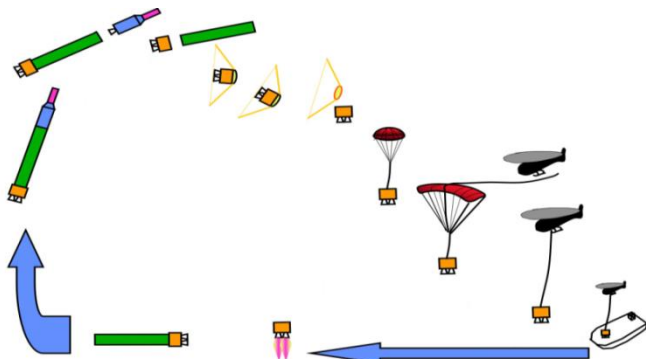


Схема спасения ДУ 1 ступени РН Vulcan с помощью спуска на парашюте

Зона падения блоков 1 ступени РН, запускаемых с космодрома «Восточный» приходится на акваторию Охотского моря. Приводнение с применением аэродинамических тормозов и парашютной системы открывает перспективы спасения двигателей блоков и их повторного использования. Упавшие блоки захватываются и транспортируются в порт назначения, далее сухопутным путем - на СП.

Спасение ДУ 1 ступени (после падения в море) позволяет **снизить стоимость выведения ПГ на 25-30%**.

На фото показана отработанная в США технология спасения боковых блоков Space Shuttle способом приводнения. Подобную технологию успешно развивают компании Rocket Lab, PLD Systems, Exos AeroSpace для спасения многоразовых легких РН.

Спасение 1 ступени (с ДУ) на парашютах при приводнении снижает массу ПГ всего на 5-6%, а посадка на платформу (землю) с помощью тормозных ДУ снижает ПГ РН на 30-40%.



Падение 70 тонного блока 1 ступени на скорости 25 м/с



Транспортирование блока в порт назначения для разборки и повторного использования



# Предлагаемая линейка улучшенных отечественных перспективных РН серии «СОЮЗ»

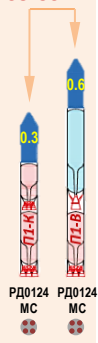
Предлагаемые нами проекты РН имеют маркировку «СОЮЗ .. - П1; -П4; - П5; -П5.3; -П5.5; -П5.7»; «Ангара ..- П6; - П6.3.»

13

- Керосин + Кислород
- Водород + Кислород
- Метан + Кислород
- Масса ПГ, т

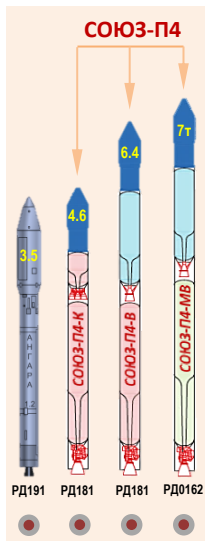
На базе керосиновых двигателей РД-171М, РД-180, РД-181 и метановых РД-0162 разработаны первые ступени для предлагаемой линейки ракет-носителей «Союз-П» и «Ангара-П6.3», а на базе водородных- РД-0124, РД-0124МС, РД-0150 – вторые ступени. Предлагается новая тяжелая РН – Союз – П5.3.

СОЮЗ-П1



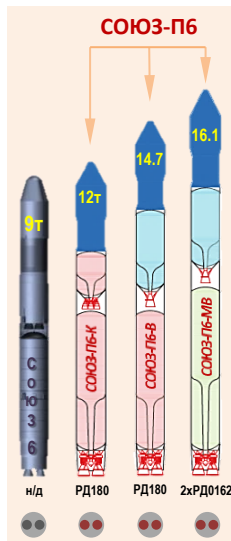
РД0124 МС  
РД0124 МС

СОЮЗ-П4



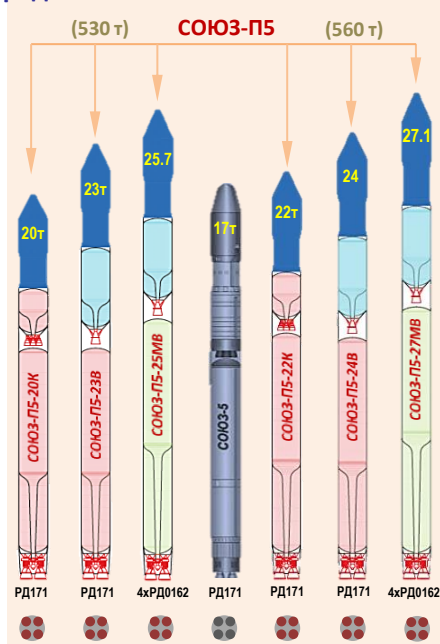
РД191  
РД181  
РД181  
РД0162

СОЮЗ-П6



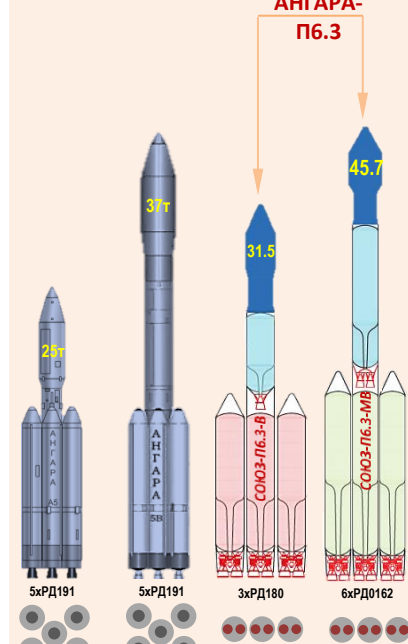
н/д  
РД180  
РД180  
2xРД0162

СОЮЗ-П5



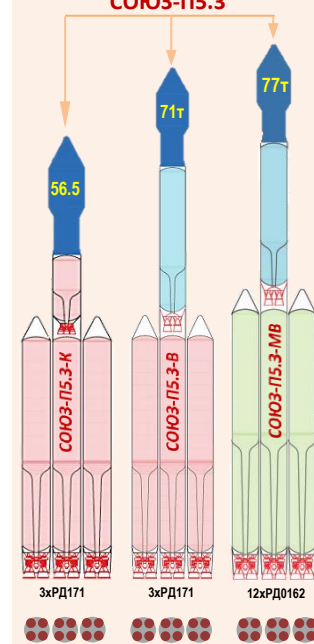
РД171  
РД171  
4xРД0162  
РД171  
РД171  
РД171  
4xРД0162

АНГАРА-П6.3



5xРД191  
5xРД191  
3xРД180  
6xРД0162

СОЮЗ-П5.3



3xРД171  
3xРД171  
12xРД0162

ПГ НОО, т	0.3	0.6	3.5	4.6	6.4	7	9	12	14.7	16.1	20	23	25.7	17	22	24	27.1	25	37	31.5	45.7	56.5	72	77
Масса РН, т	53	54	171	194	190	192	310	360	365	368	530	530	530	530	558	550	560	770	820	950	1030	1570	1590	1560
μпг, %	0.56	1.11	2.05	2.37	3.36	3.64	3.0	3.33	4.02	4.37	3.77	4.34	4.85	3.28	3.94	4.36	4.84	3.24	4.51	3.31	4.43	3.6	4.52	4.81



# Сравнение предлагаемых РН типа «СОЮЗ-П5» с РН CZ-7, Zenit 3SL, Falcon 9 и «Союз-5»

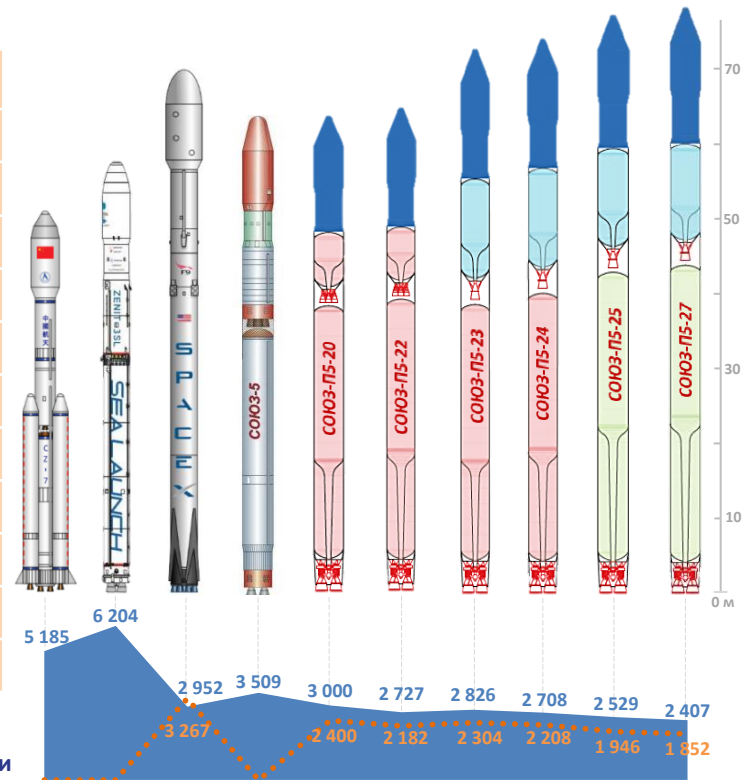
14

Параметры для сравнения	CZ-7 КИТАЙ	Zenit 3SL УКРАИНА	Falcon 9 США	СОЮЗ-5 РФ	СОЮЗ- П5-20К	СОЮЗ- П5-22К	СОЮЗ- П5-23В	СОЮЗ- П5-24В	СОЮЗ- П5-25МВ	СОЮЗ- П5-27МВ
Масса ПГ, т	13,5	13,7	15 (21)	17,1	20,0	22,0	23,0	24,0	25,7	27,0
Относительная масса μ <sub>пг</sub> , %	2,26	2,98	3,82	3,28	3,77	3,94	4,34	4,36	4,85	4,84
Стартовая масса, т	597	459	549	530	530	558	530	550	530	560
ДУ 1 ступени / топливо	УФ-100 керосин	РД-171 керосин	Merlin-1D+ керосин	РД-171МВ керосин	РД-171МВ керосин	РД-171МВ керосин	РД-171МВ керосин	РД-171МВ керосин	РД-0162 метан	РД-0162 метан
Рабочая масса топлива 1 ступени, т	н/д	320	393	400	410	430	430	430	430	430
Сухая масса 1 ступени, т	н/д	27,5	22,2	30,5	22,0	22,2	22,0	22,2	25,3	25,5
ДУ 2 ступени / топливо	УФ-115 керосин	РД-120 керосин	Merlin-1D V керосин	РД-0124МС керосин	РД-0124МС керосин	РД-0124МС керосин	РД-0150 водород	РД-0150 водород	РД-0150 водород	РД-0150 водород
Сухая масса 2 ступени, т	76	8,3	4,0	6,5	4,4	4,4	5,7	5,7	5,7	5,7
Рабочая масса топлива 2 ступени, т	н/д	80	105	60	56	60	50	50	50	50
Стоимость пуска одноразовой РН, млн.\$	70	85	62	60	60	60	65	65	65	65
Стоимость пуска многократной РН, млн.\$	нет	нет	49	нет	48	48	53	53	50	50

**ТТХ «СОЮЗ-5» (ПГ 17.1т) можно улучшить за счет следующего:**

снижение на 8т сухой массы I ступени и на 2т II ступени – увеличивает ПГ на 17%; увеличение заправки 1 ступени с 400 т до 430 т – увеличивает ПГ на 8%; применение водородного топлива 2 ступени – увеличивает ПГ на 9%; применение метановых двигателей I ступени – увеличивает ПГ на 12%.

«Союз – П5» представлен в двух вариантах: для морского старта Мст=530т и наземного, Мст=560т.



**стоимость выведения ПГ, \$/кг НОО**

(3000-однократно и 2400 – многократно – используемые 1 ступ)



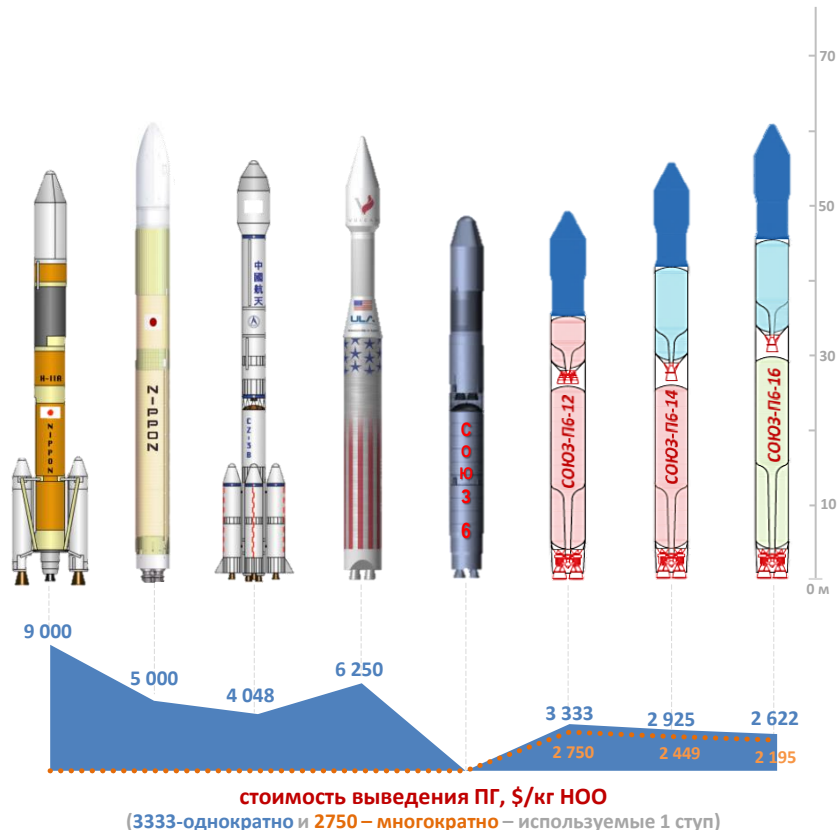
# Сравнение предлагаемых РН типа «СОЮЗ-П6» с РН H2A-202, H3-30S, Vulcan-401, CZ-B/E и «Союз-6»

## РН «СОЮЗ-П6» имеет преимущества перед РН «Zenit 3SL»

15

Параметры для сравнения	H2A-202 Япония	H3-30S Япония	Vulcan-401 США	CZ-3B/E Китай	СОЮЗ-6 РФ	СОЮЗ-П6-К	СОЮЗ-П6-В	СОЮЗ-П6-МВ
Масса ПГ, т	10,0	10,0	9,4	12,0	9	12,0	14,7	16,1
Относительная масса $\mu\text{ПГ}$ , %	3,45	>3,5	2,17	2,61	2,9	3,33	4,02	4,37
Стартовая масса, т	290	н/д	432	459	≈ 310	360	365	368
ДУ 1 ступени / топливо	SRB-A ТТУ	SRB-A3 ТТУ	TBD метан	YF-25 НДМГ	н/д	РД-180 керосин	РД-180 керосин	РД-0162 метан
Рабочая масса топлива 1 ступени, т	130	н/д	368	165	н/д	265	265	265
Сухая масса 1 ступени, т	21	38	н/д	н/д	н/д	13,5	13,5	13,4
ДУ 2 ступени / топливо	LE-7A водород	LE-9 водород	RL-10C водород	YF-21C НДМГ	н/д	РД-0124МС керосин	РД-0150 водород	РД-0150 водород
Сухая масса 2 ступени, т	н/д	н/д	20,8	н/д	н/д	3,4	5,7	5,7
Рабочая масса топлива 2 ступени, т	101	н/д	н/д	186	н/д	52	50	50
Стоимость пуска одноразовой РН, млн.\$	90	50	85	75	н/д	40	43	43
Стоимость пуска многоразовой РН, млн.\$	нет	нет	уточняется	нет	н/д	33	36	36

**ТТХ «СОЮЗ-П6-12» по сравнению с CZ-3B/E (запуски с 2007 г) выводит ПГ=12т, но имеет на 21% меньшую стартовую массу и лучший коэффициент конструктивного совершенства РН на 27%. Кроме того, применение водородной 2 ступени для «СОЮЗ-П6-14» увеличивает его ПГ на 18%, а применение метановой 1 ступени увеличивает ПГ в варианте «СОЮЗ-П6-16» на 9,5%.**





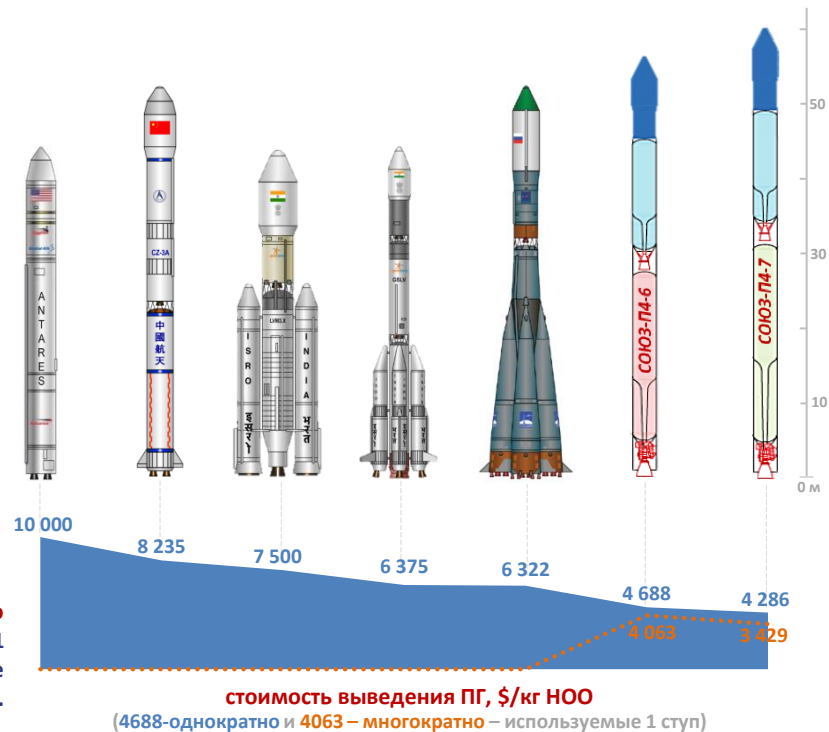
# Сравнение предлагаемых РН типа «СОЮЗ-П4» с РН Antares-230, CZ-3A, LVM3, GSLV и «Союз-1.26»

## РН «СОЮЗ-П4» будет иметь наилучшее конструктивное совершенство среди всех РН среднего класса

16

Параметры для сравнения	Antares-230 США	CZ-3A Китай	LVM3 Индия	GSLV Mk3 Индия	СОЮЗ-2.16 РФ	СОЮЗ-П4-В	СОЮЗ-П4-МВ
Масса ПГ, т	8,0	8,5	8,0	8,0	8,7	6,4	7
Относительная масса ПГ, %	2,68	3,52	1,25	1,25	2,78	3,36	3,62
Стартовая масса, т	298	241	640	645	313	190	192
ДУ 1 ступени / топливо	РД-181 керосин	YF-21C НДМГ	ТТУ	ТТУ	РД-107/8А керосин	РД-181 керосин	РД-0162 метан
Рабочая масса топлива 1 ступени, т	240	172	207	205	130	131	130
Сухая масса 1 ступени, т	20,6	н/д	н/д	н/д	н/д	7,8	8,1
ДУ 2 ступени / топливо	Castor 30 ТТРД	YF-21E НДМГ	Vikas НДМГ	Vikas НДМГ	РД-0124 керосин	РД-0150 водород	РД-0150 водород
Сухая масса 2 ступени, т	2,3	н/д	н/д	н/д	н/д	4,4	4,4
Рабочая масса топлива 2 ступени, т	24	33	110	116	25,4	30	30
Стоимость пуска одноразовой РН, млн.\$	80	70	60	51	55	30	30
Стоимость пуска многоразовой РН, млн.\$	нет	нет	нет	нет	нет	26	24

«Союз-2.16» имеет высокую надежность, но и высокую стоимость вывода ПГ. Однако стоимость запуска можно снизить за счет следующих модернизаций: уменьшение сухой массы 1 и 2 ступеней и применение водородной 2 ступени для «СОЮЗ-П4» увеличивает конструктивное совершенство РН на 20%, а применение метановой 1 ступени увеличивает его еще на 8%. Стоимость выведения ПГ с помощью «СОЮЗ-П4-6» можно снизить на 25%.







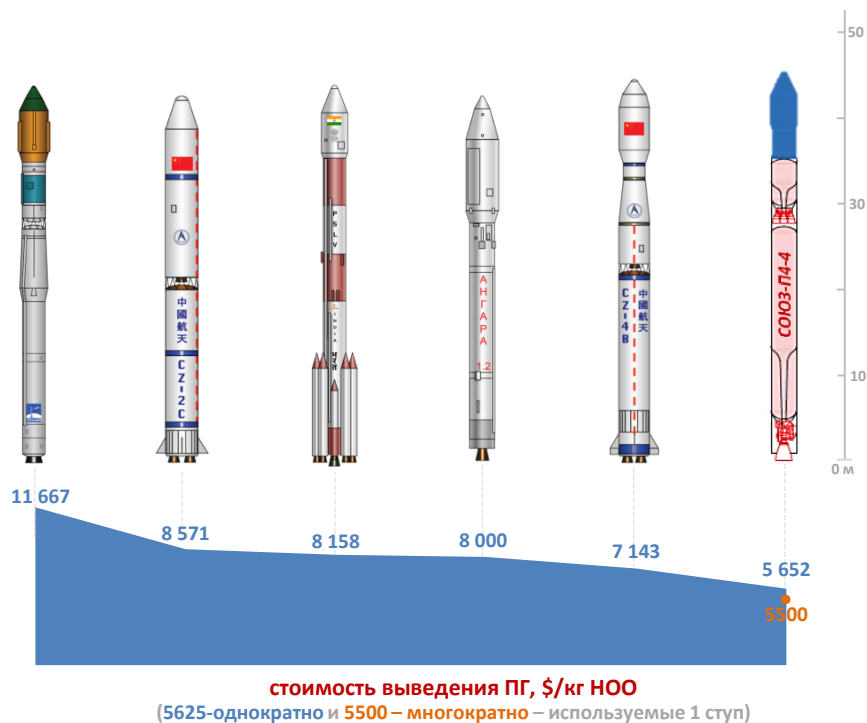
## Сравнение предлагаемых РН типа «СОЮЗ-П4» с РН Союз-2.1в, CZ-2С, PSLV-XL, Ангара 1.2 и CZ-4В

### Высокие ТТХ РН Ангара 1.2 можно повысить за счет снижения сухой массы 1 и 2 ступеней.

17

Параметры для сравнения	СОЮЗ-2.1в РФ	CZ-2C Китай	PSLV-XL Индия	Ангара 1.2 РФ	CZ-4В Китай	СОЮЗ-П4-К
Масса ПГ, т	3,0	3,5	3,8	3,5	4,2	4,6
Относительная масса μПГ, %	1,91	1,5	1,12	2,04	1,68	2,37
Стартовая масса, т	157	233	320	171	250	194
ДУ 1 ступени / топливо	НК-33А керосин	YF-21С НДМГ	ТТУ	РД-191 керосин	YF-21С НДМГ	РД-181 керосин
Рабочая масса топлива 1 ступени, т	118	182	210	140	182	138
Сухая масса 1 ступени, т	9,3	н/д	н/д	9,6	н/д	7,8
ДУ 2 ступени / топливо	РД-0124 керосин	YF-24С НДМГ	Vikas НДМГ	РД-0124А керосин	YF-24С НДМГ	РД-0124МС керосин
Сухая масса 2 ступени, т	3,7	н/д	н/д	3,8	н/д	2,7
Рабочая масса топлива 2 ступени, т	23	52	41	36	52	30
Стоимость пуска одноразовой РН, млн.\$	35	30	31	28	30	26
Стоимость пуска многократной РН, млн.\$	нет	нет	нет	нет	нет	22

Учитывая высокую стоимость выведения ПГ РН «Союз-2.1в», разработана РН «Ангара 1.2», стоимость выведения ПГ для которой уменьшена на 31%. Предлагается РН «СОЮЗ-П4-К», имеющая ПГ=4.6т со стоимостью вывода на 29% меньше, чем у РН «Ангара 1.2», а вес ПГ 31% больше. Согласно расчетам спасение ДУ 1 ступени для РН этого класса для повторного использования большого эффекта не дает.





## Сравнение предлагаемых РН типа «СОЮЗ-П1» с РН Epsilon, KZ 1A, KZ 11 и Alpha 1.0

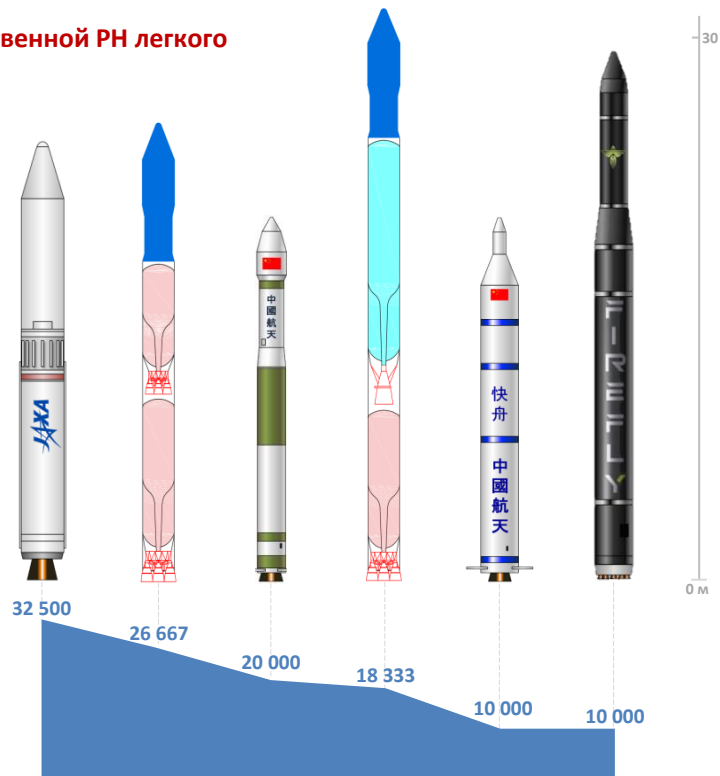
18

На РН с ПГ 0,5 – 2,0т приходится 33% пусков на мировом рынке. **Создание отечественной РН легкого класса с ПГ 0,5 – 2т совершенно необходимо для конкуренции в этой нише.**

Параметры для сравнения	Epsilon Япония	СОЮЗ-П1-К	KZ 1A Китай	СОЮЗ-П1-В	KZ 11 Китай	Alpha 1.0 США
Масса ПГ, т	1,2	0,3	0,3	0,6	1,5	1,0
Относительная масса пг, %	1,33	0,56	1,0	1,11	1,92	1,85
Стартовая масса, т	90	53	30	54	78	54
ДУ 1 ступени / топливо	ТТРД	РД-0124МС керосин	ТТРД	РД-0124МС керосин	ТТРД	Reaver керосин
ДУ 2 ступени / топливо	ТТРД	РД-0124 керосин	ТТРД	РД-0150 водород	ТТРД	Lightning керосин
Стоимость пуска одноразовой РН, млн.\$	39	8	6	11	15	10

На рынке запусков **легких РН** несомненными лидерами являются Китай и США. На базе российских ЖРД для ракет легкого и сверхлегкого класса пока невозможно создать РН с высоким конструктивным совершенством и конкурентной стоимостью вывода ПГ из-за отсутствия легкого ДУ с тягой до 80 тс.

**Для создания отечественной конкурентной РН легкого класса со стоимостью выведения 1 кг ПГ не более 7,000\$ необходимы:** метановые двигатели с импульсом не менее 370с и общей тягой до 80 т, композитные материалы для корпуса РН и технология «водного» спасения и повторного использования 1 ступени целиком.



стоимость выведения ПГ, \$/кг НОО

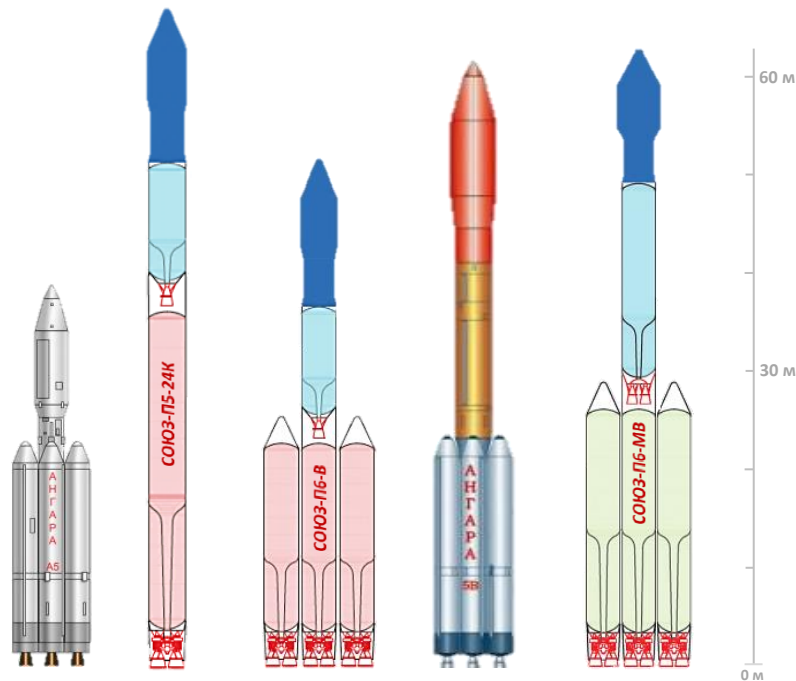


## Сравнение предлагаемых РН «Ангара-П5-24» с РН «Ангара» и «Ангара -П6.3» - с РН «Ангара А5»

РН «Ангара» и Ангара А5» имеют высокие ТТХ по сравнению с зарубежными тяжелыми РН

19

Параметры для сравнения	Ангара А5 РФ	АНГАРА-П5-24В	Ангара А5В РФ	АНГАРА-П6-В	АНГАРА-П6-МВ
Масса ПГ, т	25	24,0	37	31,5	45,7
Относительная масса $\mu_{пг}$ , %	3,24	4,36	4,51	3,31	4,43
Стартовая масса, т	770	550	820	950	1030
ДУ 1 ступени / топливо	5хРД-191 керосин	РД-171МВ керосин	5хРД-191 керосин	3хРД-180 керосин	6хРД-0162 метан
Рабочая масса топлива 1 ступени, т	650	430	650	800	800
Сухая масса 1 ступени, т	45,2	22,2	45,2	42	46,8
ДУ 2 ступени / топливо	РД-0124АП керосин	РД-0150 водород	2хРД-0150 водород	РД-0150 водород	2хРД-0150 водород
Сухая масса 2 ступени, т	3,8	5,7	н/д	6,6	12,2
Рабочая масса топлива 2 ступени, т	35,8	50	н/д	50	90
Стоимость пуска одноразовой РН, млн.\$	100	65	н/д	85	100
Стоимость вывода 1 кг ПГ на НОО	4,000 \$	2,700 \$	>3,500 \$	2,700 \$	2,200 \$



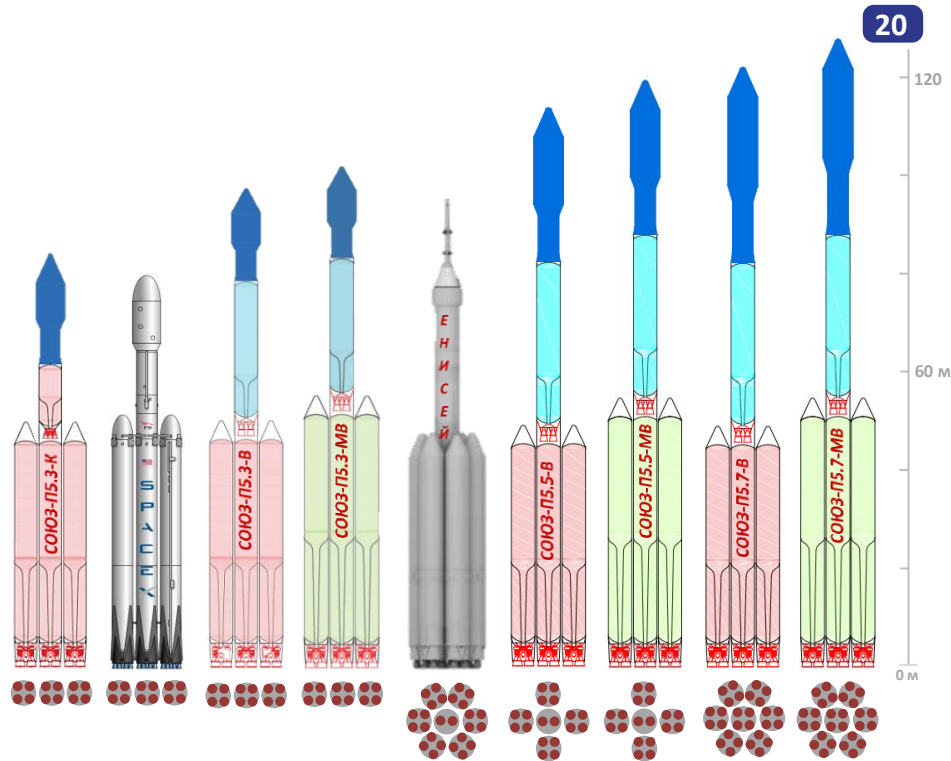
За счет оптимизации параметров керосин-водородной РН в варианте «СОЮЗ-П5-24» получена масса ПГ=24т, при этом ее стартовая масса меньше, чем у «Ангара А5» на 28%, а ожидаемая стоимость запуска РН «СОЮЗ-П5-24» на 35% меньше. Важно, что конструктивно «СОЮЗ-П5-24» значительно проще (2 блок против 5 блоков 1,2 ступени), чем «Ангара А5».

За счет оптимизации параметров метан-водородной РН в варианте «СОЮЗ-П6-45» получена масса ПГ=45,7т, что на 23% выше, чем у РН «Ангара А5В» при приблизительно одинаковом конструктивном совершенстве РН. Конструктивно «СОЮЗ-П5-45» значительно проще (4 блока против 6 блоков), чем «Ангара А5В».



## Сравнение предлагаемых РН типа «СОЮЗ-П5.3» с РН «Falcon 9 Heavy» и РН типа «СОЮЗ-П5.5,П5.7» с РН «Енисей»

Параметры для сравнения	СОЮЗ-П5.3-К	Falcon Heavy	СОЮЗ-П5.3-В	СОЮЗ-П5.3-МВ	СТК Енисей	СОЮЗ-П5.5-В	СОЮЗ-П5.5-МВ	СОЮЗ-П5.7-В	СОЮЗ-П5.7-МВ
Масса ПГ, т	56,5	63,8	72	77	103	109	119	150	166
Относительная масса $\mu_{пг}$ , %	3,6	4,49 (?)	4,52	4,81	3,24	4,27	4,58	4,26	4,67
Стартовая масса, т	1570	1420	1590	1600	3171	2550	2590	3520	3550
ДУ 1 ступени / топливо	2xРД-171 керосин	Merlin 1 D+ керосин	2xРД-171 керосин	8xРД-0162 метан	4xРД-171 керосин	4xРД-171 керосин	16xРД-0162 метан	6xРД-171 керосин	24xРД-0162 метан
Рабочая масса топлива 1 ступени, т	860	820	860	860	1584	1720	1720	2580	2580
Сухая масса 1 ступени, т	40	44,5	40	46	136	80	88	120	132
ДУ 2 ступени / топливо	2xРД-171 керосин	Merlin 1 D+ керосин	2xРД-171 керосин	4xРД-0162 метан	2xРД-171 керосин	РД-180 керосин	2xРД-0162 метан	РД-171 керосин	4xРД-0162 метан
Сухая масса 2 ступени, т	25	410	27	30	68	28	30	32	35
Рабочая масса топлива 2 ступени, т	430	23	430	430	792	430	430	430	430
ДУ 3 ступени / топливо	РД-0124МС керосин	Merlin 1 V керосин	РД-0150 водород	РД-0150 водород	РД-180 керосин	РД-0150 водород	РД-0150 водород	РД-0150 водород	РД-0150 водород
Сухая масса 3 ступени, т	10	~7	16	16	29	22	25	27	30
Рабочая масса топлива 3 ступени, т	115	115	100	100	395	120	120	120	120



Превосходство характеристик СОЮЗ-П5.3 над РН Falcon Heavy можно достичь применением метановых и водородных ДУ и снижением сухой массы РН. Улучшения ТТХ РКН СТК «Енисей» можно достичь применением водородной ДУ 2 ступени и существенным снижением сухой массы 1,2,3 ступеней на базе РН «СОЮЗ-П5».

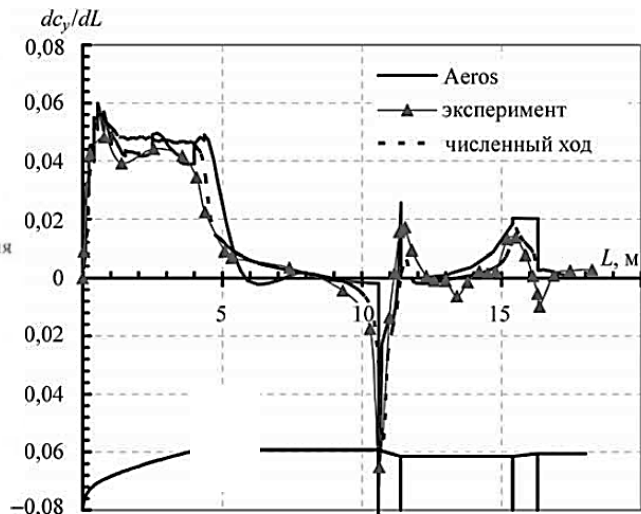
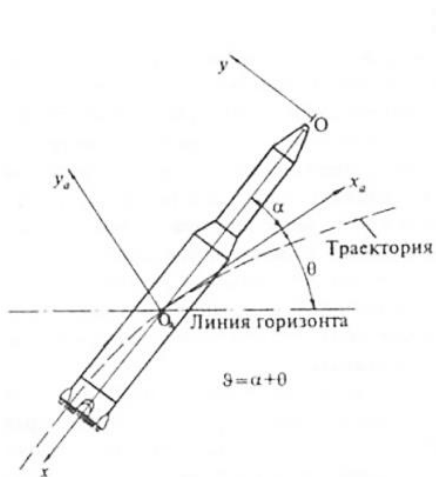
При унификации характеристик РН «Союз 5» и РКН СТК наблюдается резкое ухудшение ТТХ РКН СТК из-за разницы нагружений РН «Союз-5» и ББ РКН СТК в полете.



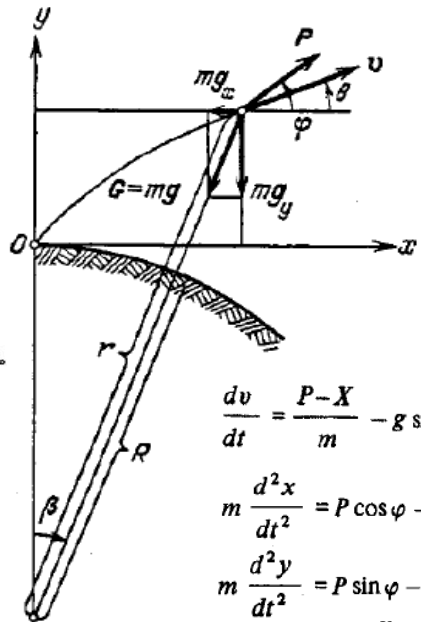
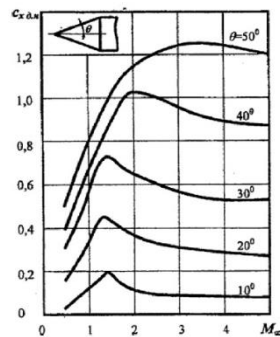
# Принятый метод расчета динамики полета предлагаемых перспективных РН

21

Для оптимизации параметров «СОЮЗ-П5» необходим достоверный метод расчета динамических нагрузок, проверенный сравнением с известными траекториями движения РКН «Зенит», «СОЮЗ-5», «Falcon-9»



Распределение коэффициента  $c_y$  по длине блока полезного груза при  $M = 0,6$  и  $\alpha = 6^\circ$



$$\frac{dv}{dt} = \frac{P - X}{m} - g \sin \theta$$

$$m \frac{d^2 x}{dt^2} = P \cos \varphi - mg_x,$$

$$m \frac{d^2 y}{dt^2} = P \sin \varphi - mg_y,$$

$$g_x = g \sin \beta = g \frac{x}{r};$$

$$g_y = g \cos \beta = g \frac{R + y}{r}$$

Источники: Расчет аэродинамических характеристик летательных аппаратов – Васильев (СГАУ)

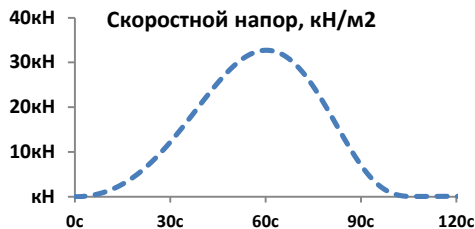
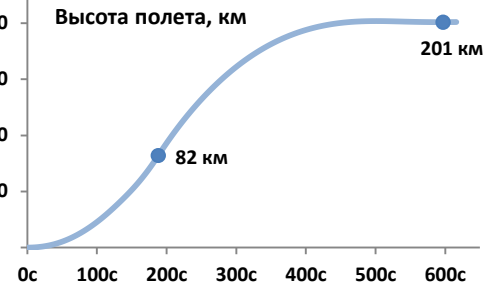
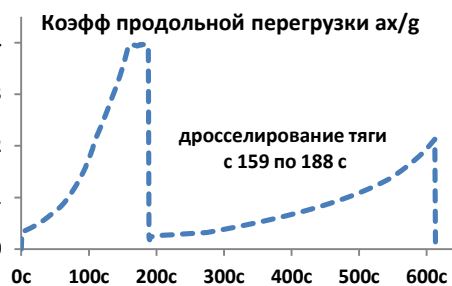
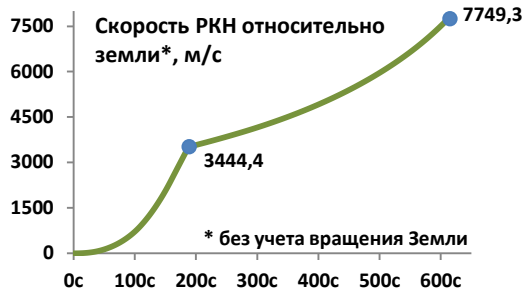
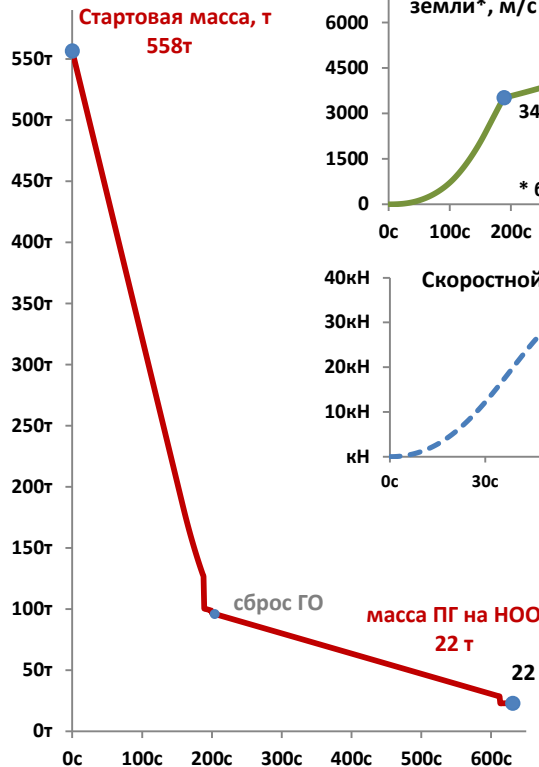
Теоретический материал «Прочность ракет-носителей» – Гнездилов, Сергеев, Фирсанов (изд. МАИ)

Методы проектирования траекторий носителей и спутников Земли – Апплазов (изд. Наука)

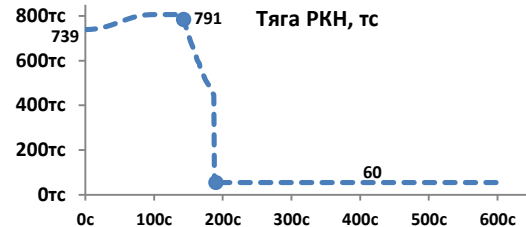


# Основные результаты расчета динамики полета на примере РН СОЮЗ-П5-27МВ с улучшенными ТТХ, применяемые для расчета прочности и определения массы корпуса РН

22



Масса топлива 1 ступ, т	430
Сухая масса 1 ступ, т	22
Время работы ДУ 1 ст, с	188
Сухая масса 2 ступ, т	4.5
Масса топлива 2 ступ, т	60



Отделение 1 ступ

точка старта

Траектория полета РН СОЮЗ-П5-27МВ

падение 1 ступ

Отделение 2 ст

2000 км

500 км

1000 км

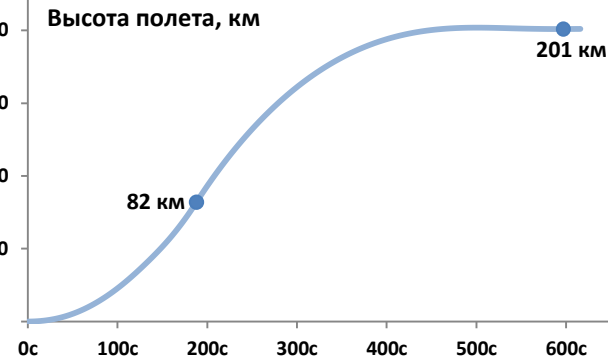
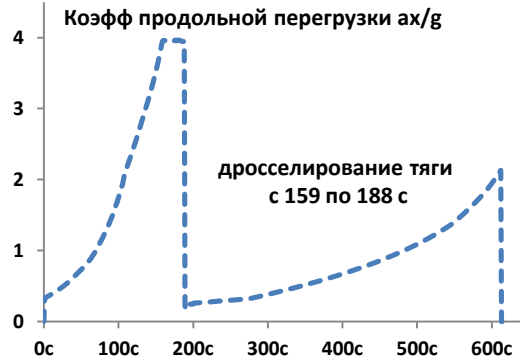
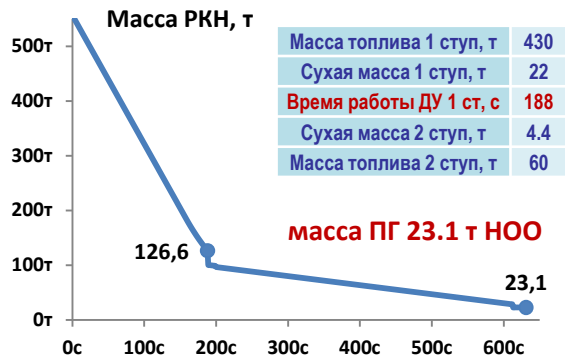
1230 км

1500 км



# Основные результаты расчета динамики полета на примере РН СОЮЗ-П5-22К с улучшенными ТТХ, применяемые для расчета прочности и определения массы корпуса РН

23

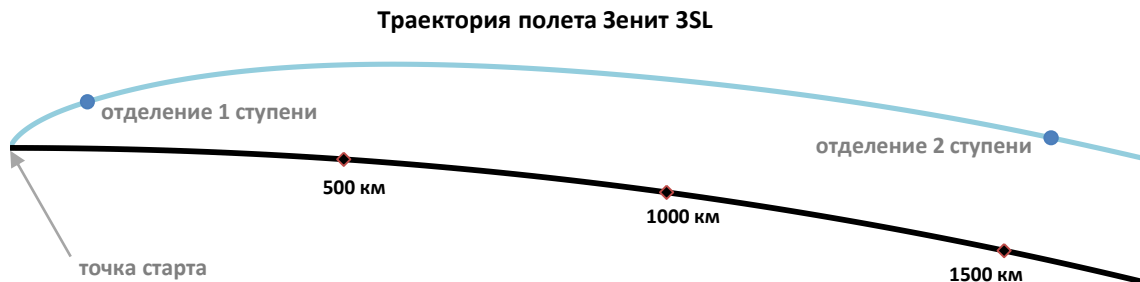
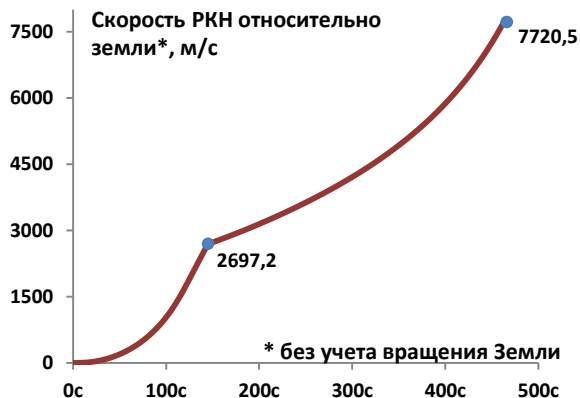
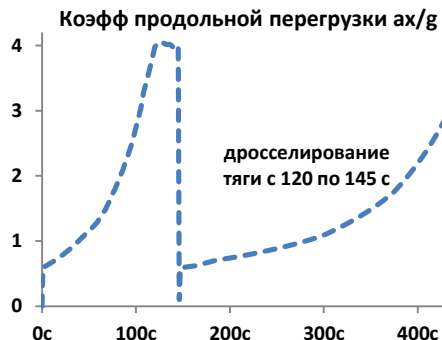
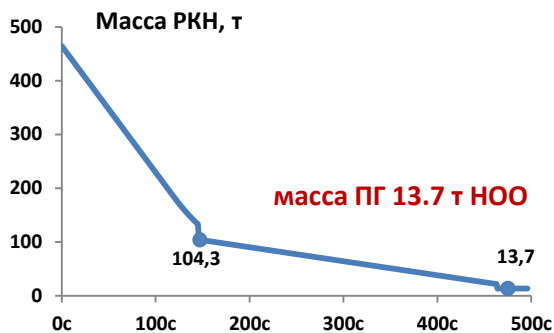


**Выводы:** уменьшение сухой массы 1 ступени на 8.5 т и 2 ступени - на 2 т, увеличение массы топлива в 1 ступени до 440 т, увеличение массы топлива во 2 ступени до 70 т, отказ от дросселирования ДУ для снижения влияния скоростного напора - позволяют увеличить массу выводимого на НОО полезного груза до 23.1т (на 34% больше, чем у СОЮЗ-5 и на 9% больше, чем у Falcon9 FT).



## Результат контрольного расчета выводимого РН Зенит 3SL ПГ весом 13,7т

24



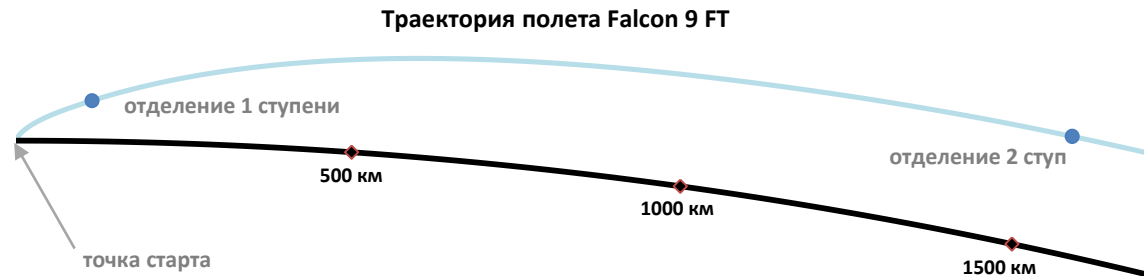
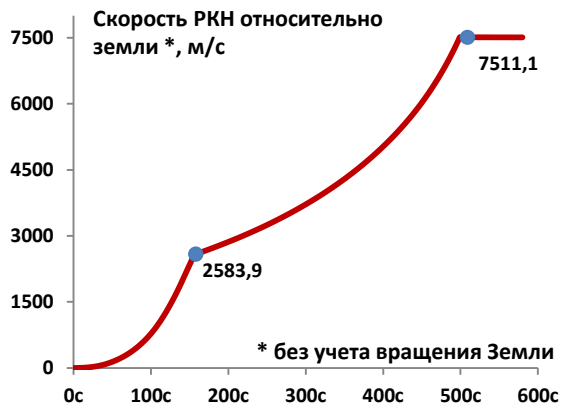
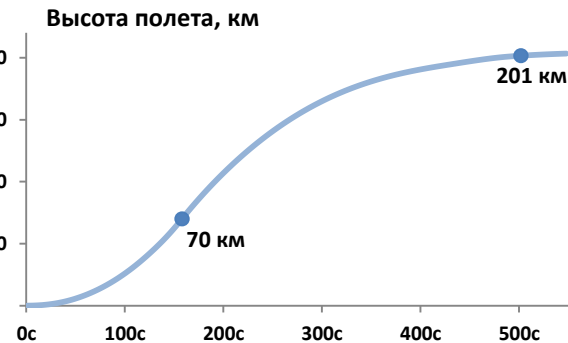
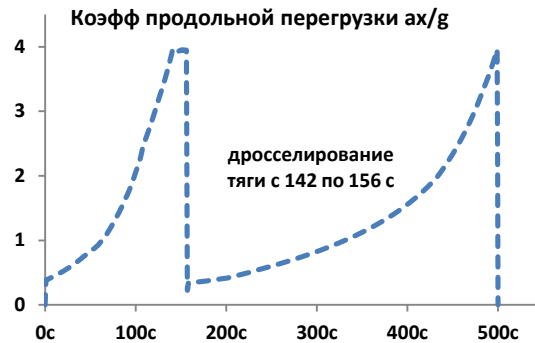
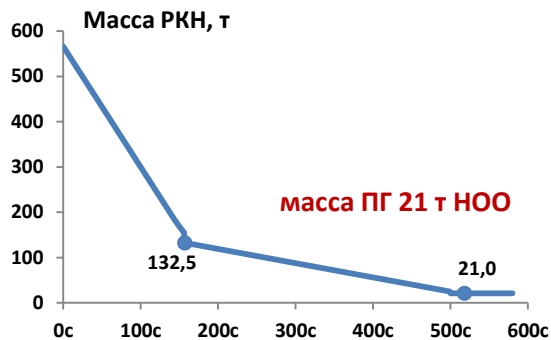
**Примечание:** результаты расчетов коррелируются с параметрами траектории «Зенит», обозначенными в статье РКК Энергия «Траектория выведения, система управления разгонного блока и точность выведения КА по программе «Морской старт».





# Результат контрольного расчета выводимого РН Falcon9 FT заявленного ПГ=21.8т

25

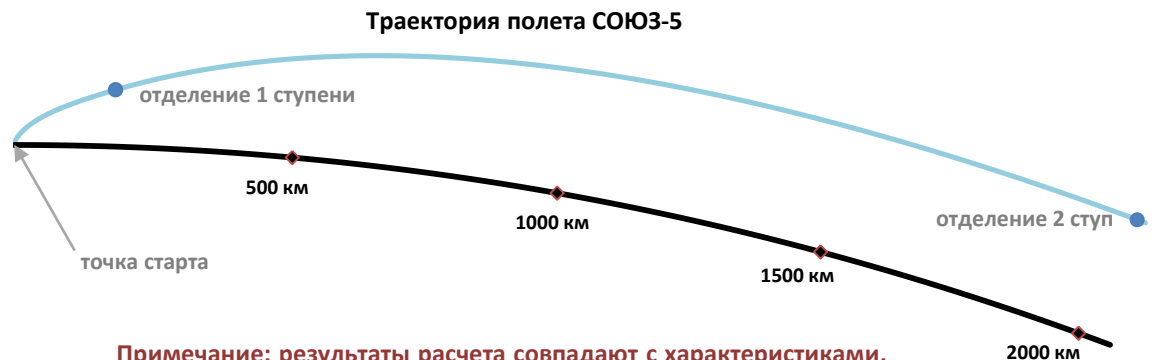
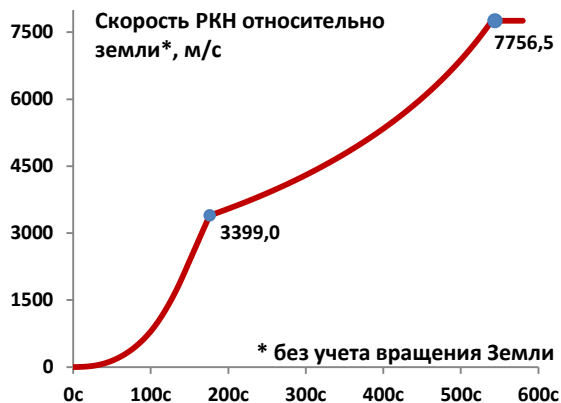
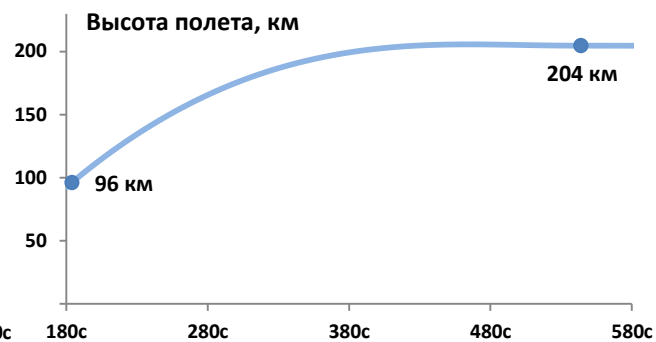
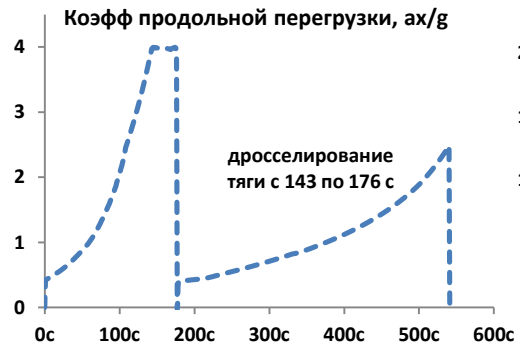
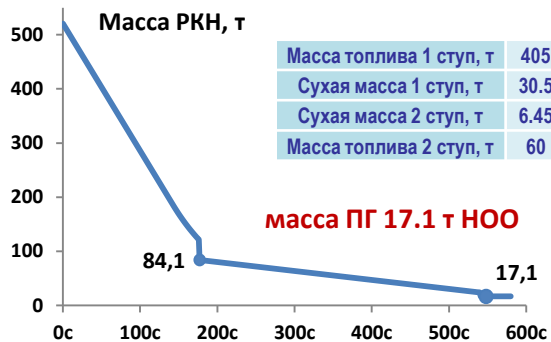


**Примечание:** максимальная масса полезного груза, которую выводил Falcon 9 FT на НОО составляет 11.5 т для корабля Dragon и 9.6 т для группы спутников Iridium NEXT. Заявленная масса 22.8 т не подтверждается расчетом и на данный момент не выводилась.



## Результат контрольного расчета выводимого РН СОЮЗ-5 ПГ=17.1т

26



**Примечание:** результаты расчета совпадают с характеристиками, заявленными для СОЮЗ-5.



## Результаты проверки принятого метода расчета параметров движения РКН

27

Отклонение расчетных параметров от фактических и заявленных									
Параметры для сравнения	Зенит 3SL			СОЮЗ-5			Falcon 9 FT		
	расчет	фактически	разница	расчет	заявлено	разница	расчет	заявлено	разница
Масса ПГ, т	13,7	13,8	-0,72 %	17,1	17	0,59 %	21	22,8	-7,89 %
Высота круговой орбиты НОО $i=51^\circ$ , км	200	200	0	200	200	0	200	н/д	н/д
Стартовая масса, т	464	460	0,87 %	525	531	-1,13 %	556	549	1 %
Достижение 1 косм скорости в конце 2 ступ	+	+	0%	+	+	0%	+	+	0%
Время работы двигателя 1 ступени, с	146	150	-2,67 %	183	180	1,67 %	155	155	0

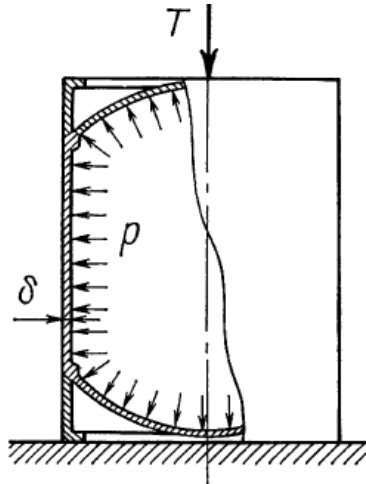
**Используемая методика расчета траекторий движения РКН СОЮЗ-5М с учетом инерционных и аэродинамических воздействий подтверждается результатами контрольных расчетов известных траекторий движения Зенит 3SL, СОЮЗ-5 и Falcon 9 FT с минимальными отклонениями их параметров от фактических и заявленных.**



# Исходные данные для расчетов прочности и жесткости баков «СОЮЗ-П»

## Аналитические критерии устойчивости для баков РКН. Критические напряжения

28



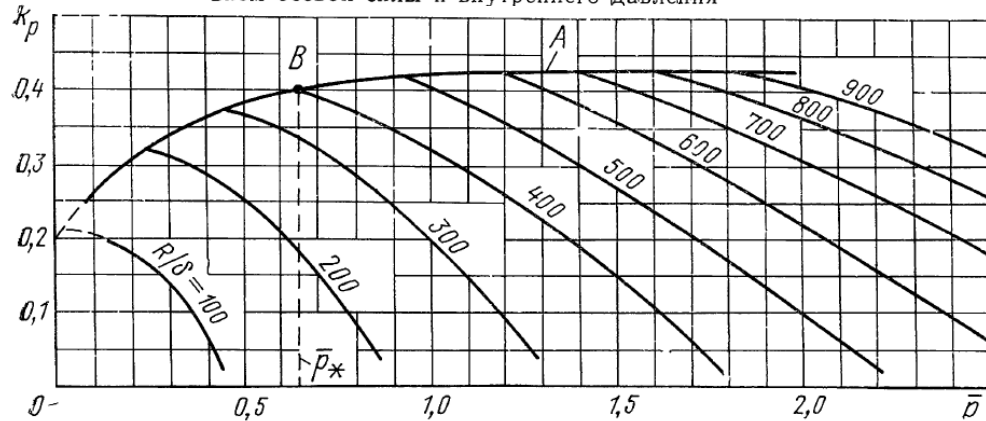
$$\sigma_{кр} = k_p \frac{E\delta}{R}$$

$$k_p = k + 0,265 \sqrt{\bar{p}}$$

$$\bar{p} = p/E \cdot (R/\delta)^2$$

$$k = \frac{1}{\pi} \sqrt[8]{\left(\frac{100\delta}{R}\right)^3}$$

Коэффициент устойчивости  $k_p$  для гладких оболочек под действием осевой силы и внутреннего давления



Допускаемые напряжения устойчивости обечайки

			$\delta=4\text{мм}$	$\delta=5.5\text{мм}$
модуль упругости	E	кгс/мм <sup>2</sup>	7100	7100
внутренне давление	p	кгс/мм <sup>2</sup>	0.005	0.02
радиус бака	R	мм	2050	2050
относит коэфф	R/δ	-	512	372
параметр давления	p-	-	0.18	0.39
коэфф устойчивости	k	-	0.17	0.19
коэфф устойчивости	$k_p$	-	0.29	0.36
критические напряж	sig	кгс/мм <sup>2</sup>	-4.0	-6.85



# Исходные данные для расчетов прочности и жесткости баков «СОЮЗ-П»

## Определение допустимых растягивающих окружных напряжений для сплава 01570

29

**Источник:** Исследование свариваемости сплавов В-1469 и 01570С с использованием э-л сварки применительно к конструкции перспективного пилотируемого корабля – Махин, Николаев (ЗЭМ РКК Энергия)

Марка материала	Толщина, мм	Предел прочности при растяжении $\sigma_B$ , кгс/мм <sup>2</sup>			
		После сварки	Сварка + 1 подварка	Сварка + 2 подварки	Сварка + 3 подварки
01570С	12	29,8...33,0 <b>31,5</b>	27,7...28,0 27,8	28,5...31,9 29,9	27,4...29,2 28,7

При испытаниях на растяжение образцы сплава 01570С разрушались по сварному шву (как правило, по его центру).

В большинстве случаев разрушение сопровождалось предварительной пластической деформацией с образованием шейки.

Марка сплава	Температура испытаний, °С	Предел прочности сварных соединений $\sigma_B$ , МПа	Ударная вязкость, Дж/см <sup>2</sup>		Угол загиба $\alpha$ , град.
			по шву	по зоне сплавления	
01570	20	410	34,5	23,2	105
	-196	480	32,4	-	-
01545К	20	380	38,7	29,8	125
	-196	450	36,5	-	-
01570С	-253	510	28,2	-	-
	20	400	36,5	25,1	115
	-196	480	34,1	-	-

**Источник:** Перспективы развития высокотехнологичных алюминиевых сплавов для сварных конструкций – Овчинников (Машиностроение и инженерное образование)

Механические свойства сварных соединений листов сплава 1565чМ при аргодуговой сварке в зависимости от марки присадочной проволоки

Марка проволоки	$\sigma_B$ , МПа			$\sigma_{0,2}$ , МПа		$\delta$ , %	Угол загиба $\alpha$ , град.	
	ОМ	СС	МШ	ОМ	СС		ОМ	СС
Св.АМг61	360	352	316	203	158	17,8	125	180
Св.АМг5	360	340	295	203	125	17,8	125	180
Св.АМг63	360	355	322	203	171	17,8	125	180

Примечание: ОМ – основной металл; СС – сварное соединение; МШ – металл шва

Механические свойства сварных соединений листов из сплава 1565чМ в зависимости от температуры испытания

Температура испытания, $t$ , °С	$\sigma_B^{св}$ , МПа	$\sigma_B^{св} / \sigma_B^{осн}$	$\sigma_B^{н.св} / \sigma_B^{св}$
20	367	0,99	0,89
-70	366	0,96	0,96
-196	368	0,77	0,91

Примечание: св – сварное соединение; н.св. – сварное соединение с надрезом; осн. – основной металл

При растяжении оболочки от наддува и гидростатики с учетом сварного соединения в обечайке бака кислорода принимаем допускаемые напряжения на разрыв для сплава 01570 при -196°С:

$$[\sigma] = \sigma_B * k / f = 31.5 \text{ кгс/мм}^2 * 0.77 / 1.3 = 18.6 \text{ кгс/мм}^2$$

$k$  – отношение предела прочности к пределу текучести для сварного соединения  
 $f$  – коэффициент безопасности

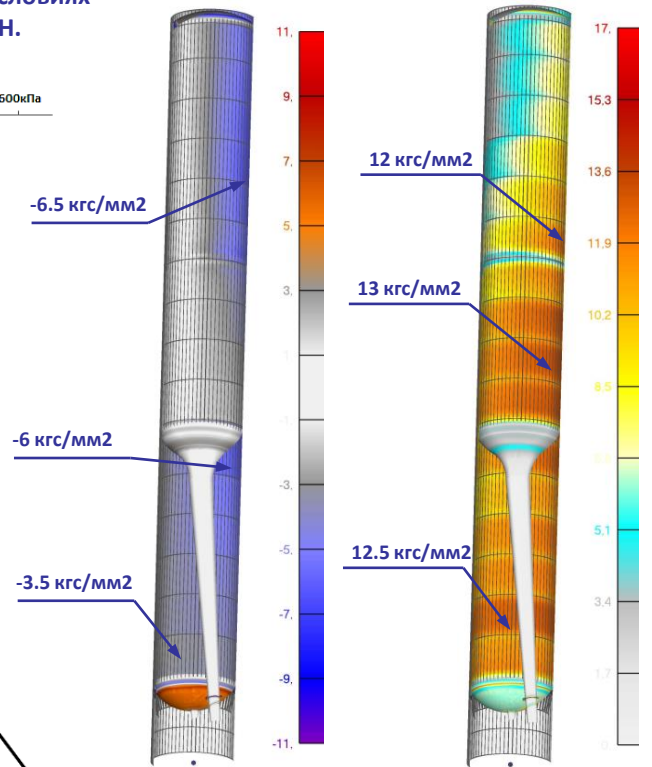
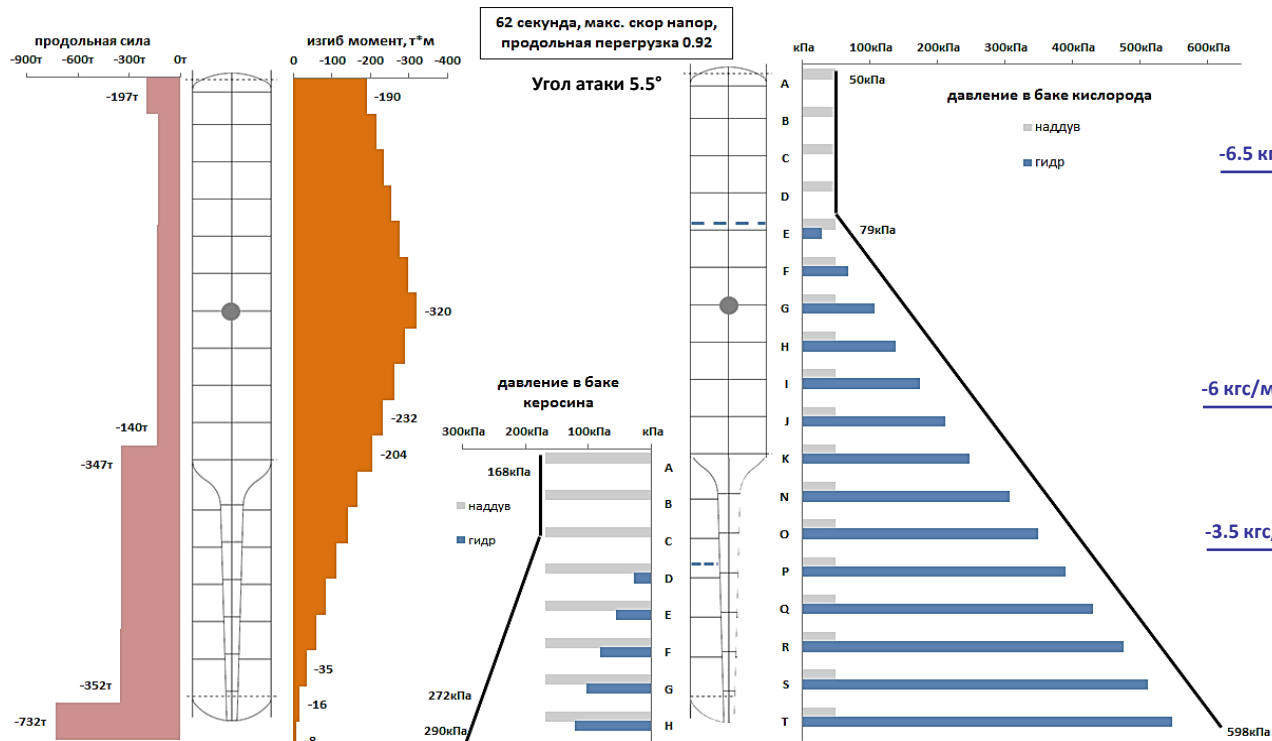
Имеется конструктивная возможность укрепить сварное соединение.



# Основные результаты расчета прочности и жесткости 1 степени РН на примере «СОЮЗ-П5-22К»

30

Проведен расчет перемещений и внутренних силовых факторов в сечениях РКН в условиях статического нагружения в постановке задачи со свободными краями модели конструкции РКН.

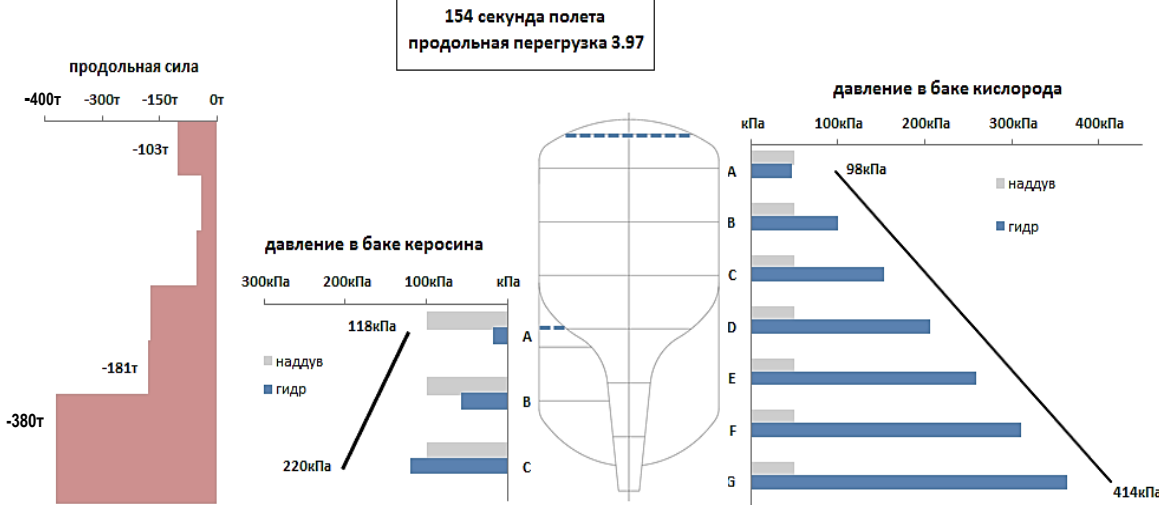


Расчетный случай: изгиб конструкции РКН на участке максимального скоростного напора



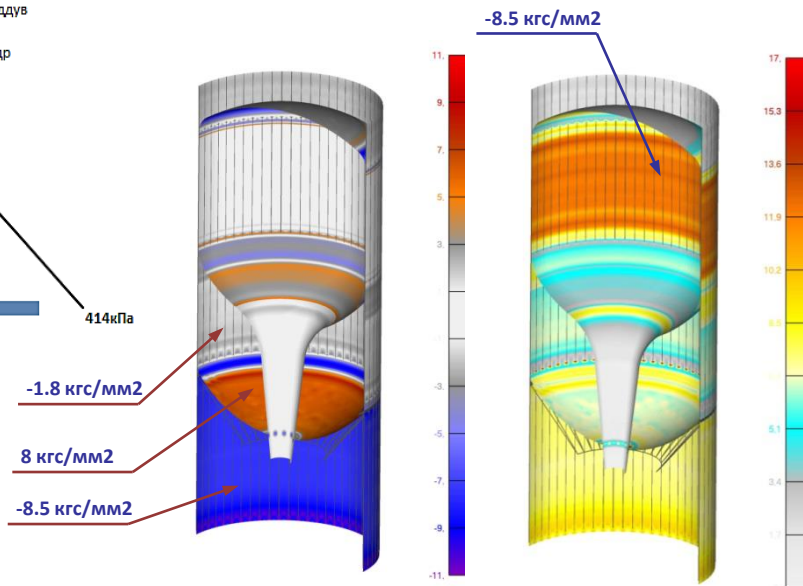
# Основные результаты расчета прочности и жесткости 2 степени РН на примере «СОЮЗ-П5-22К»

31



Конечно-элементное моделирование осуществляется в формате программного комплекса NX Nastran.

Построение балочно-оболочечной модели отражает массово-инерционные и жесткостные характеристики РКН.



Главные напряжения

Напряжения по Мизесу

Массово-инерционные характеристики ступеней рассчитываются исходя из информации об оставшейся массе топлива и его распределения по конструкции.

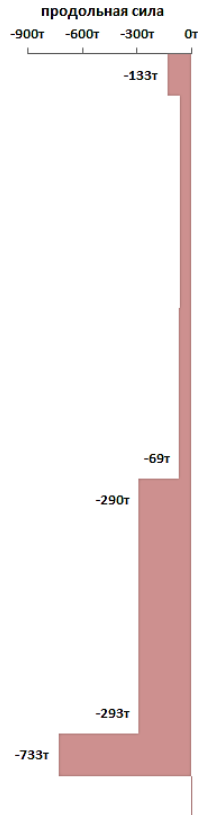
В расчетной модели учитывалась совокупность факторов таких, как управляющая сила, лобовое сопротивление, подъемные силы, тяга двигателей и расход топлива.



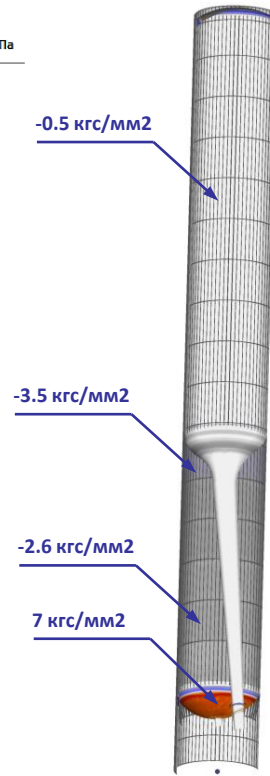
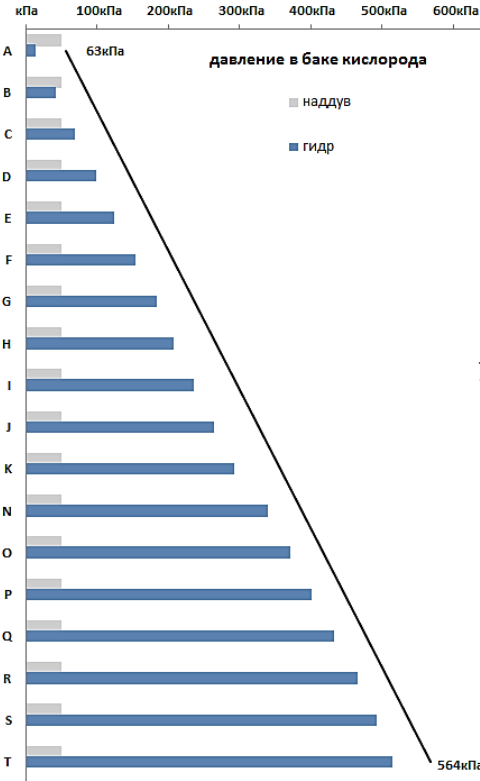
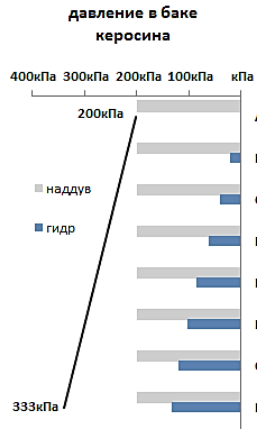
# Результаты расчета прочности и жесткости 1 ступени РКН «СОЮЗ-П5-22К»

## Расчетный случай: 1 секунда полета – отрыв РКН с перегрузкой 0.4 ед

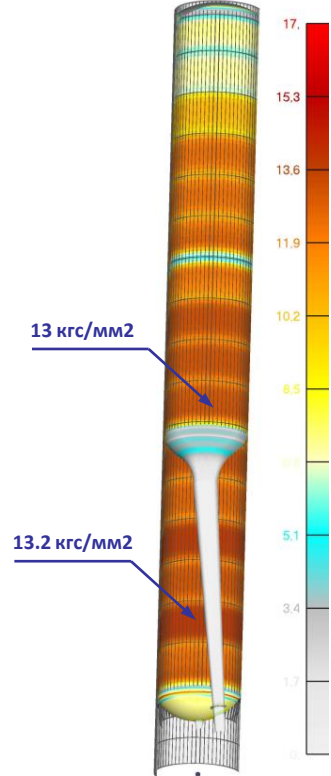
32



1 секунда полета  
продольная перегрузка 0.4



Главные напряжения



Напряжения по Мизесу

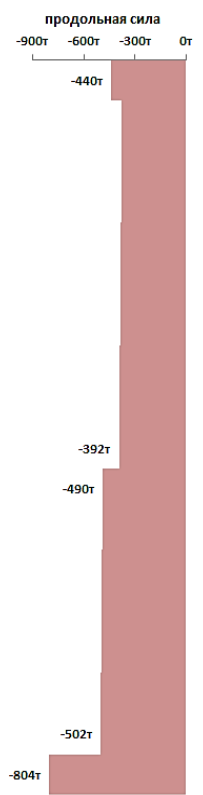




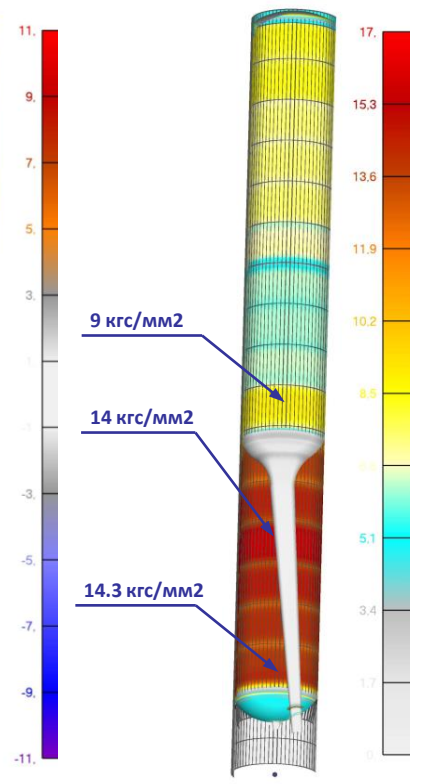
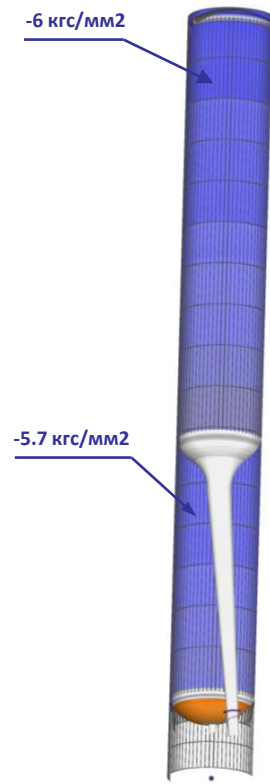
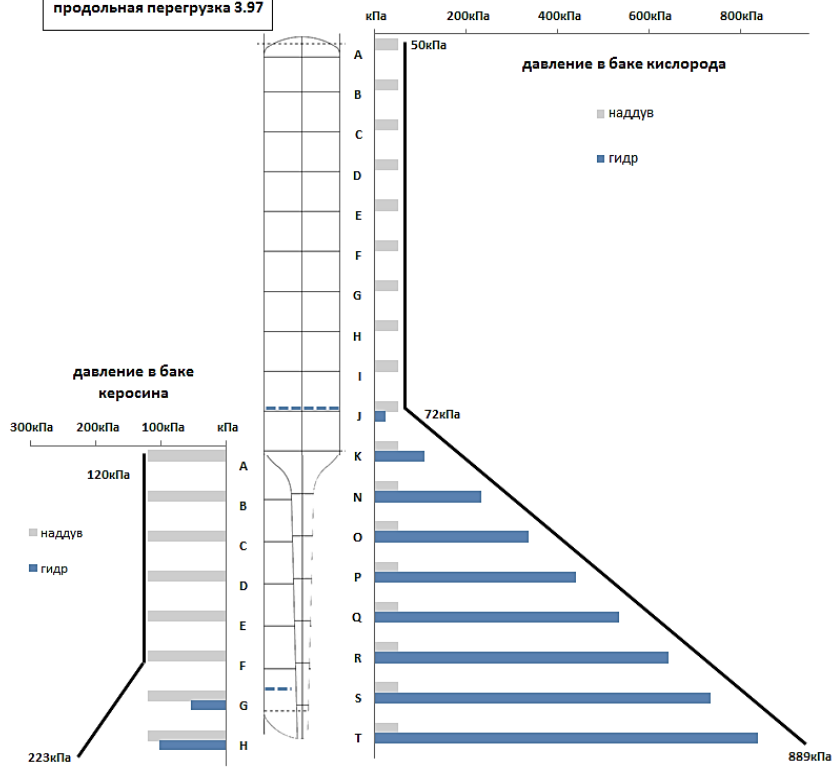
# Результаты расчета прочности и жесткости 1 ступени РКН «СОЮЗ-П5-22К»

## Расчетный случай : 154 секунда полета – максимальная перегрузка 4g

33



154 секунда полета  
продольная перегрузка 3.97



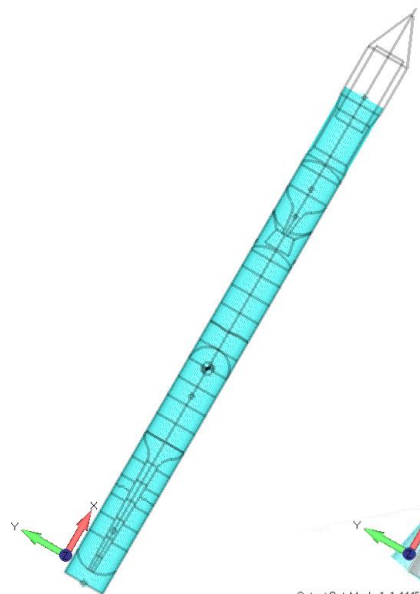


# Результаты расчета прочности и жесткости конструкции РН «СОЮЗ-П5-22К»

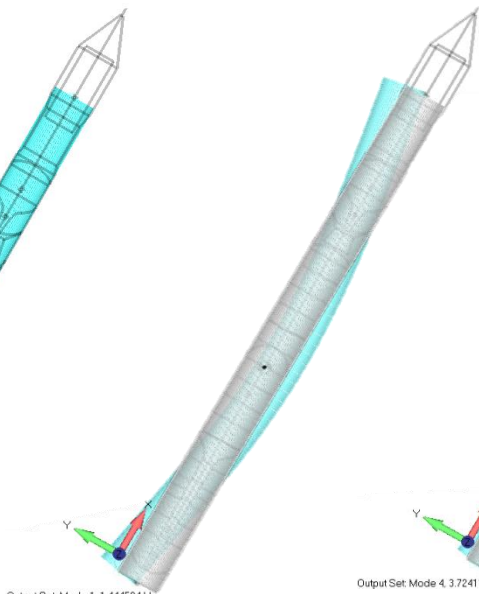
## Собственные частоты колебаний

34

Упругие формы колебаний балочной модели конструкции РН «СОЮЗ-П5-22К» у четом массы топлива на 62 секунде полета

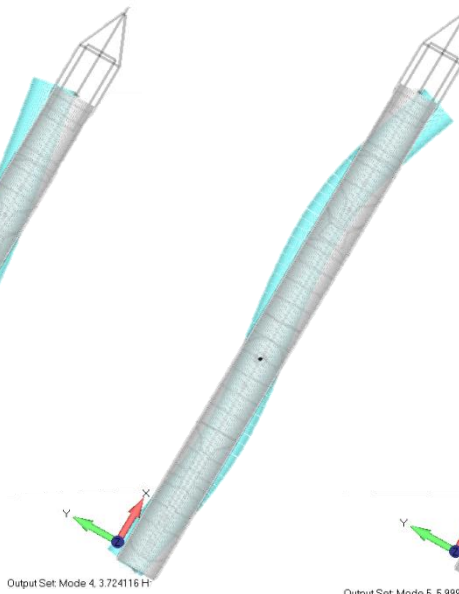


Расчетная модель РН



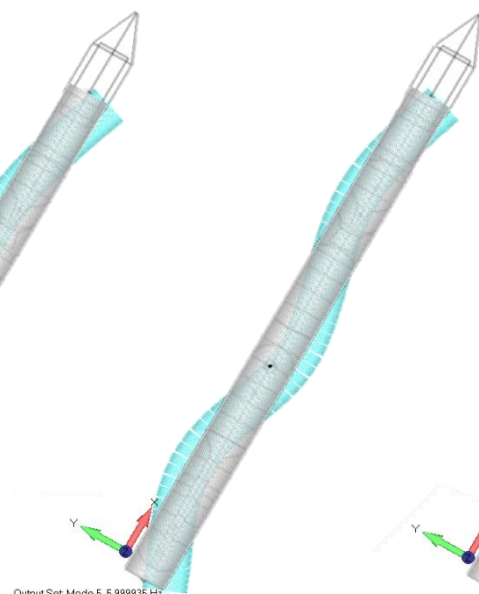
Output Set: Mode 1, 1.444584 Hz

1-я частота 1.44 Гц  
(изгибная)



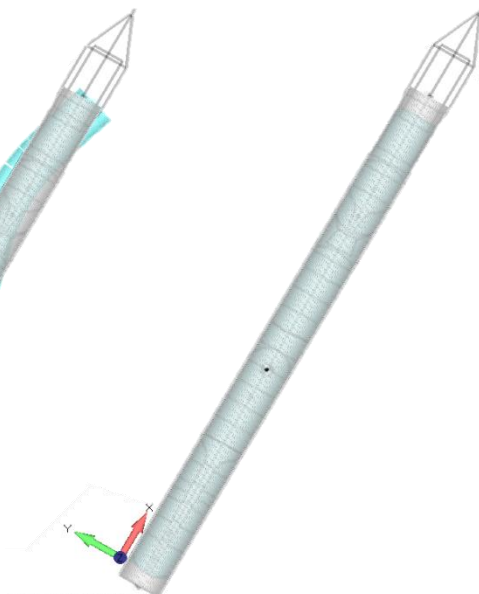
Output Set: Mode 4, 3.724116 Hz

2-я частота 3.72 Гц  
(изгибная)



Output Set: Mode 5, 5.999935 Hz

3-я частота 6 Гц  
(изгибная)



Output Set: Mode 7, 8.113248 Hz

4-я частота 8.11 Гц  
(вдоль оси РН)

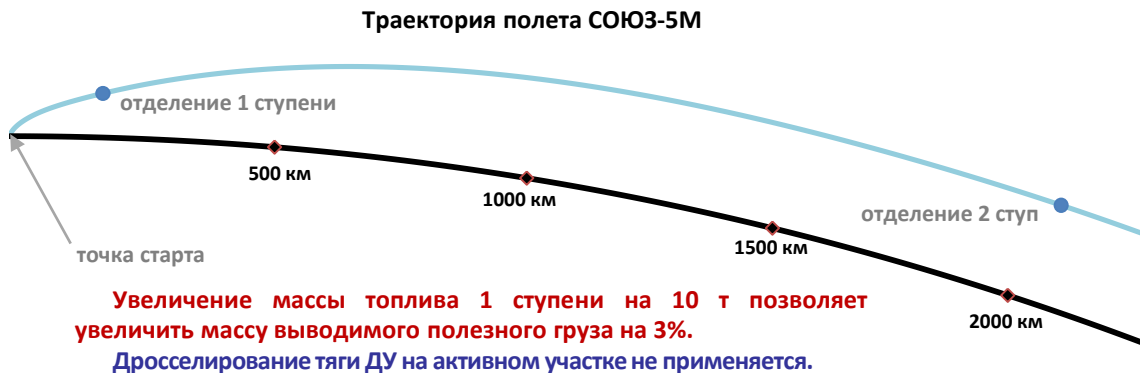
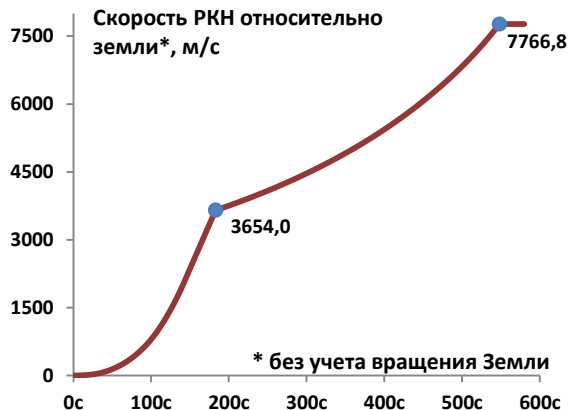
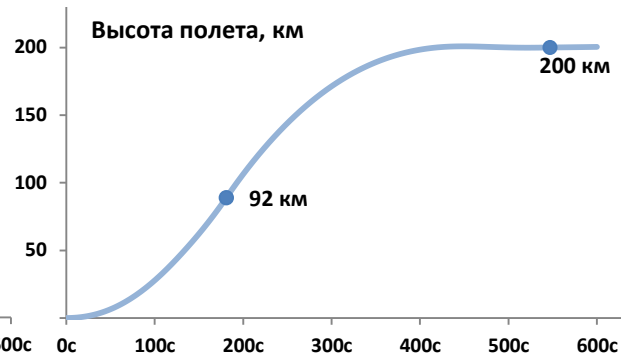
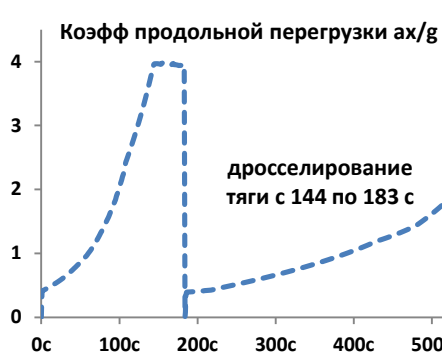
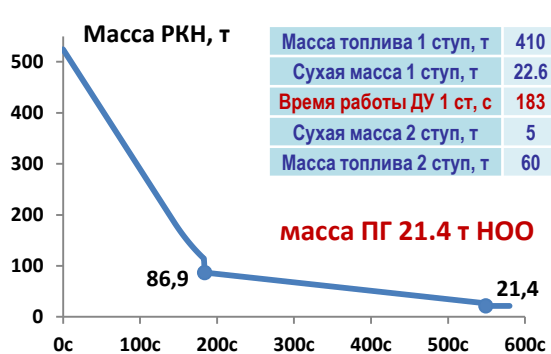
Приведены собственные частоты колебаний на 62-й секунде полета в зоне максимального скоростного напора и находятся в допустимых пределах. При старте на 1-й секунде собственные частоты на 6% ниже, чем приведенные. Частоты при вырожденной матрице жесткости не показаны.

**Расчет влияния ДУ на колебания корпуса РН будет проведен на последующих этапах после уточнения характеристик ДУ.**



## Влияние количества топлива на массу ПГ на примере «Союз-П5-22К» (410т)

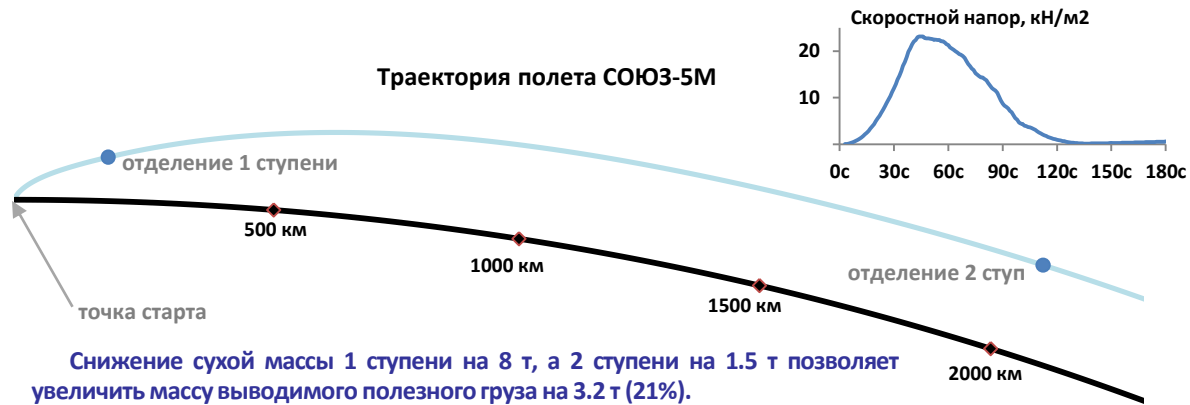
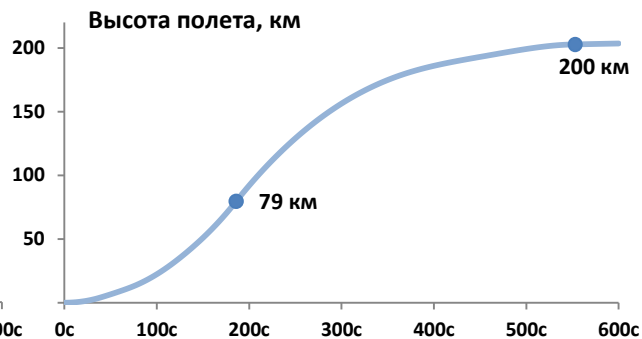
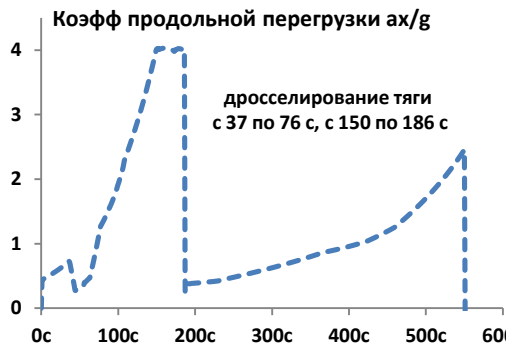
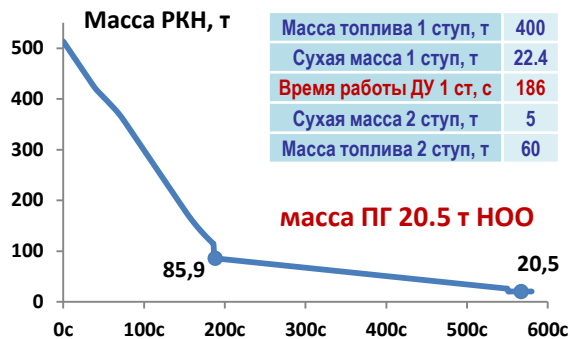
35





# Влияние количества топлива на массу ПГ на примере «Союз-П5-22К» (400т) с дросселированием тяги ДУ для снижения влияния скоростного напора

36



Снижение сухой массы 1 ступени на 8 т, а 2 ступени на 1.5 т позволяет увеличить массу выводимого полезного груза на 3.2 т (21%).

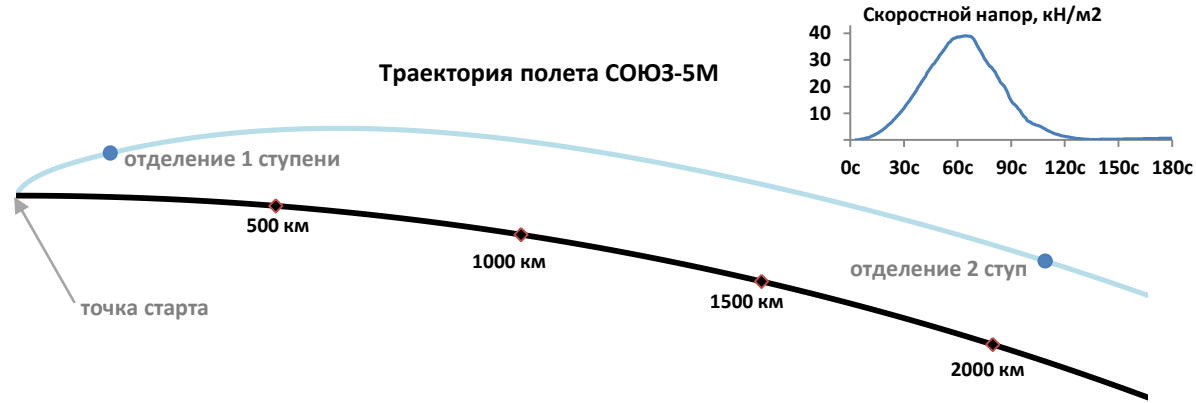
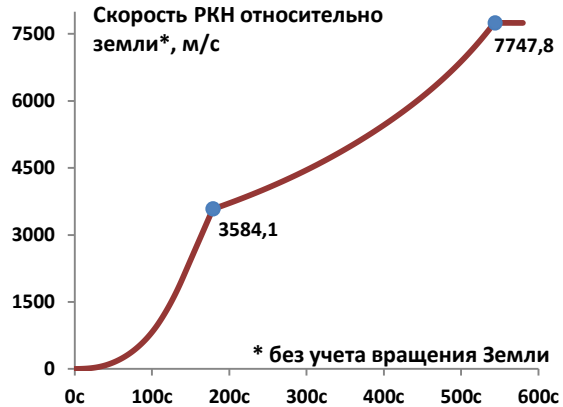
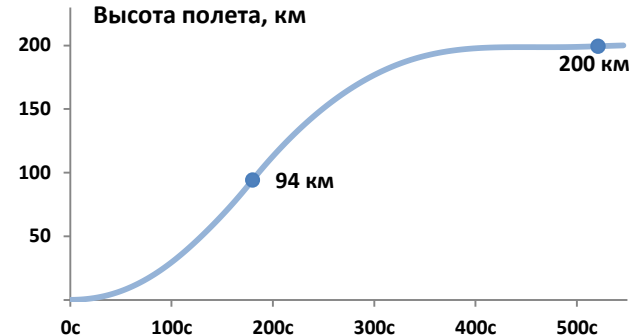
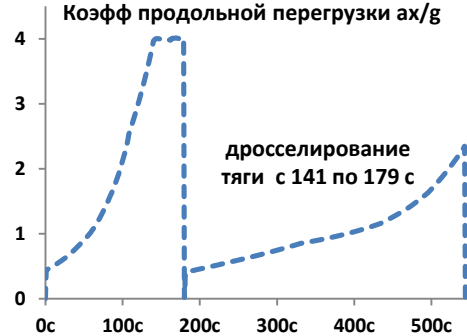
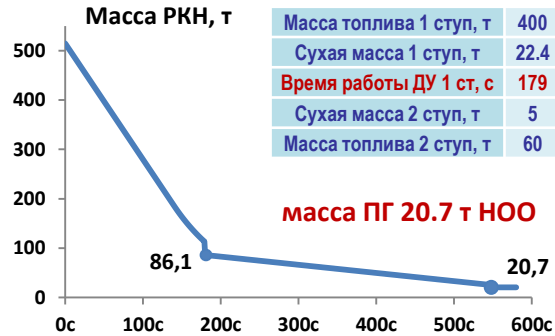
Дросселирование тяги ДУ на активном участке не увеличивает массу ПГ, при этом повышает длительность работы ДУ 1 ступени до 186 с.



# Влияние количества топлива на массу ПГ на примере «Союз-П5-22К» (400т)

## Дросселирование тяги для снижения влияния скоростного напора не применяется

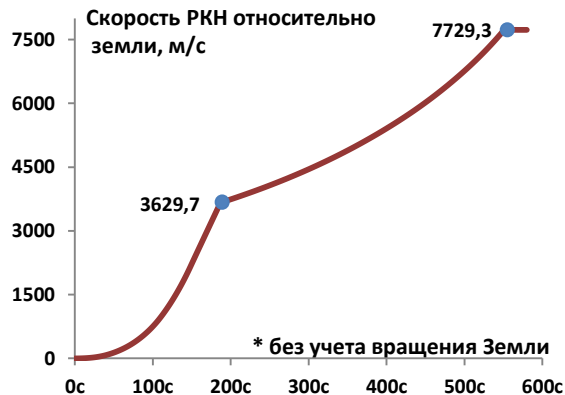
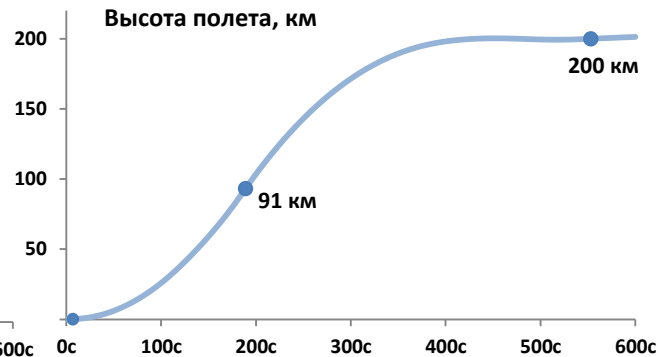
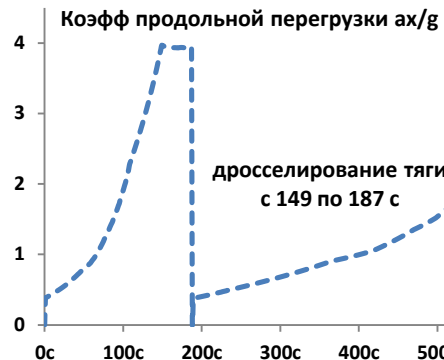
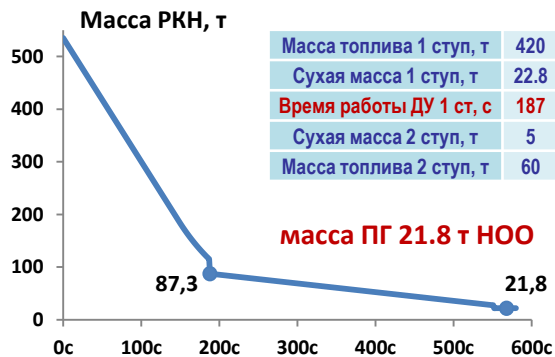
37





## Влияние количества топлива на массу ПГ на примере «Союз-П5-22К» (420т)

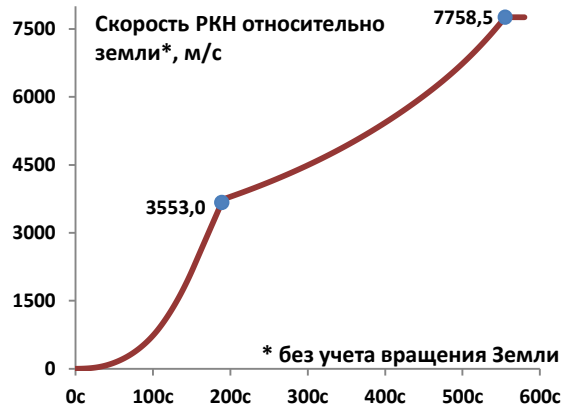
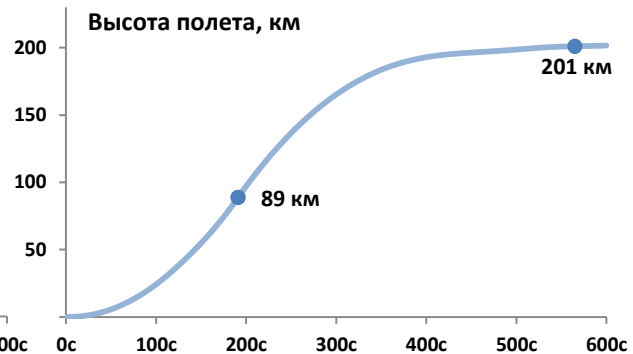
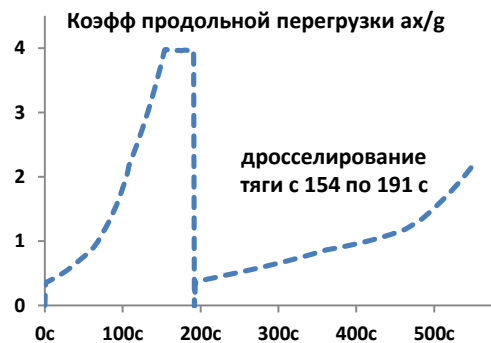
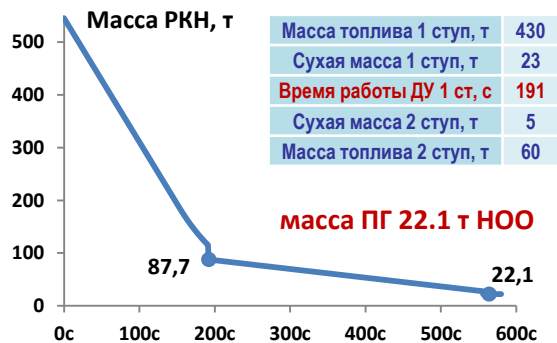
38





## Влияние количества топлива на массу ПГ на примере «Союз-П5-22К» (430т)

39



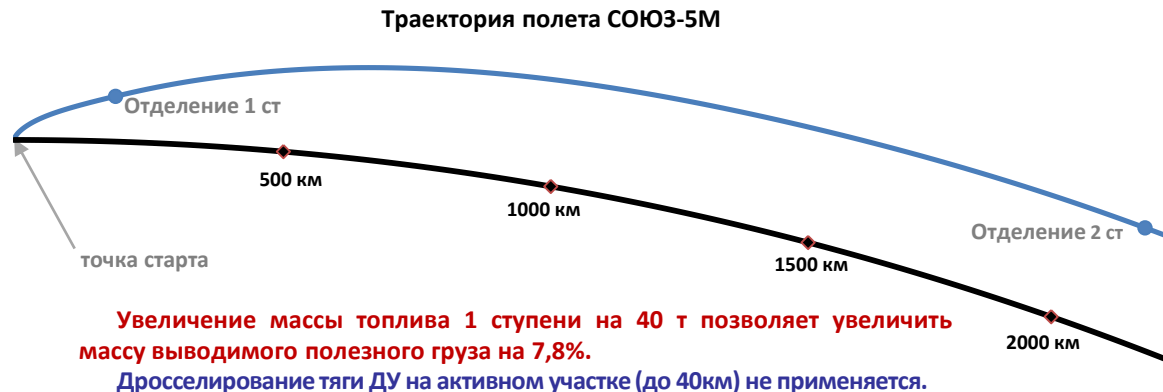
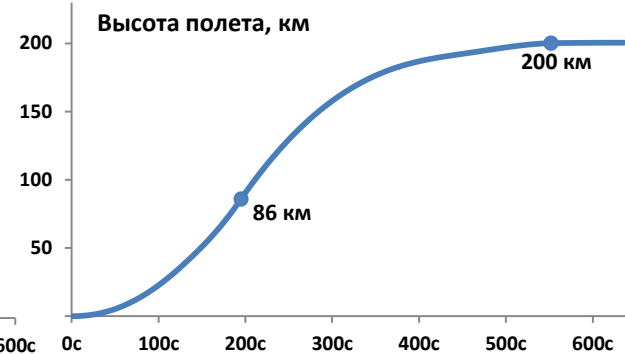
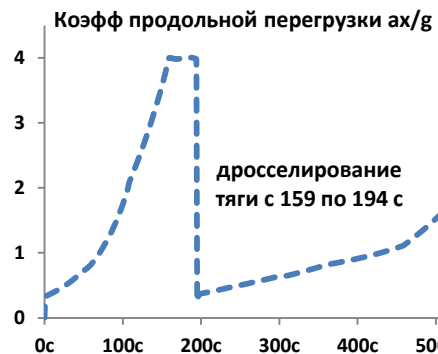
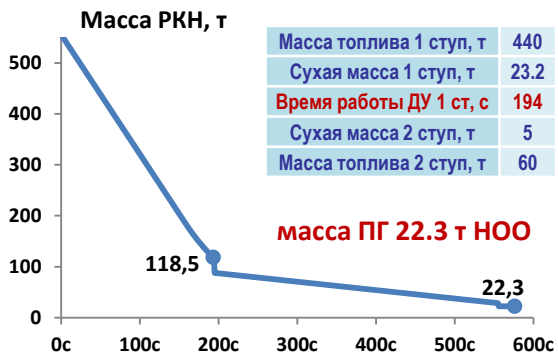
Увеличение массы топлива 1 ступени на 30 т позволяет увеличить массу выводимого полезного груза на 6,7%.

Дресселирование тяги ДУ на активном участке (до 40км) не применяется.



## Влияние количества топлива на массу ПГ на примере «Союз-П5-22К» (440т)

40



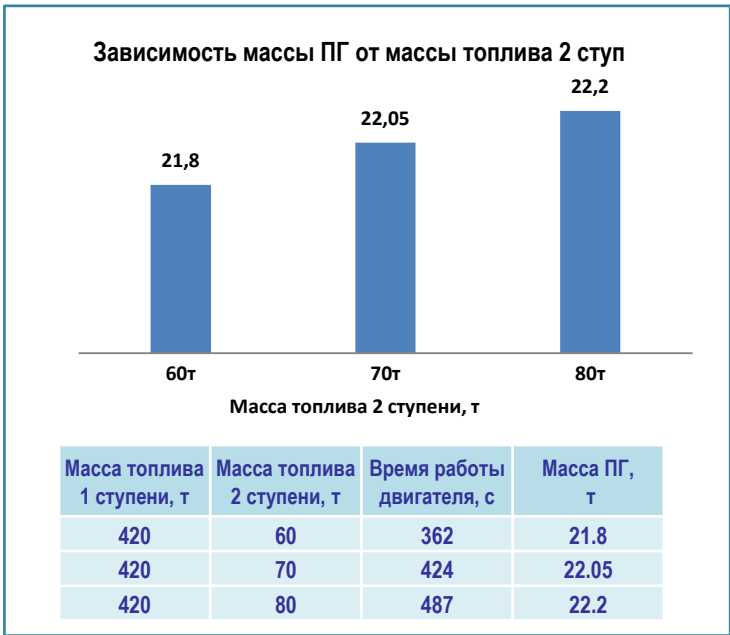




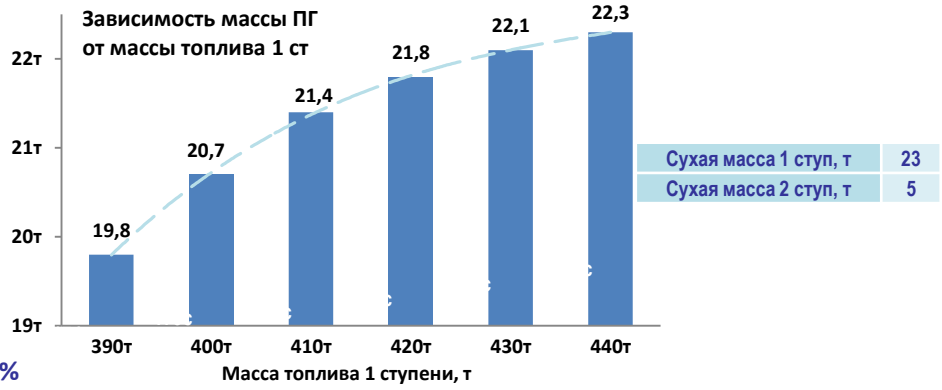
# Влияние массы топлива и продольной перегрузки (4 ед - 5 ед) на массу выводимого ПГ

## Расчет произведен для РН «Союз-П5»

41



Масса топлива 1 ступени, т	Масса топлива 2 ступени, т	Масса ПГ, т	Время работы двигателя, с	Период дростс тяги, с	Кэффициент перегрузки, ед
400	60	20.7	179	141 – 179	4
410	60	21.4	183	144 – 183	4
420	60	21.8	187	149 – 187	4
430	60	22.1	191	154 – 191	4
440	60	22.3	194	159 – 194	4
<b>Влияние дросселирования ДУ для снижения скоростного напора</b>					
400	60	20.5	186	37-76, 150-186	4
<b>Влияние перегрузки 5 единиц</b>					
410	60	21.6	177	161 – 177	5
420	60	21.3	180	166 – 180	5



- увеличение массы топлива 1 ступени на 40 т увеличивает ПГ на 7.7 %
- увеличение массы топлива 2 ступени на 10 т увеличивает ПГ на 1.2 %
- отказ от дростс. ДУ для снижения скоростного напора увеличивает ПГ на 1,5 %
- увеличение перегрузки до 5 ед. увеличивает ПГ всего на 1 %

Примечание: сухая масса 1 и 2 ступеней в окончательном варианте уменьшена до 22т и 4.4 т.