О концепции ракеты - носителя предельных параметров

Павел Викторович Булат

Концепция ракеты предельных параметров

Соответствие программам развития

- Программа Роскосмоса по развитию коммерческой космонавтики
- Актуализированная Дорожная Карта «Аэронет» Национальной Технологической Инициативы, раздел Космос 2.0 (коммерческая космонавтика).

Технические требования Роскосмоса

- Стартовая масса - не более 20 т
- Масса полезной нагрузки - 250 кг, выводимой на орбиту высотой - 500 км
- Типовая полезная нагрузка - 2 спутника «Сфера», плюс межорбитальный разгонный блок
- Стоимость единичного пуска - не более $3 млн.
- Цена за единицу выводимой полезной нагрузки- не более $12 тыс.

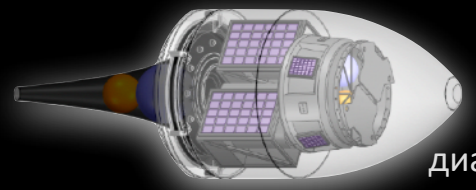
Ракета предельных параметров 2030 г- 2B&P (2БИП)

Вариант 1- промежуточный

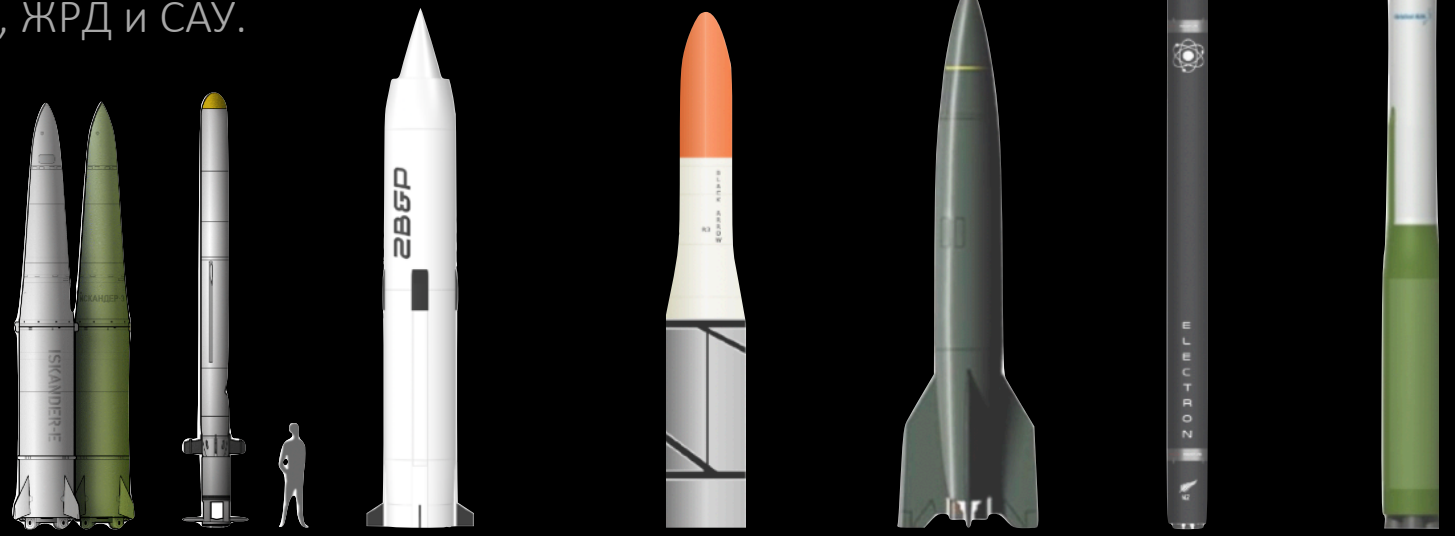
Конструктивные особенности

- Ракетно-прямоточный двигатель с эжектором (РПДэ)
- Средний удельный импульс на атмосферном участке - 6500 м/с, топливо керосин- LOX
- Широко- диапазонный ЖРД с кольцевым регулируемым соплом.
- Три ступени: эжектор с баками, баки и головной блок с ПН, ЖРД и САУ.

Разгонный блок с МКА



Широко-диапазонное сопло



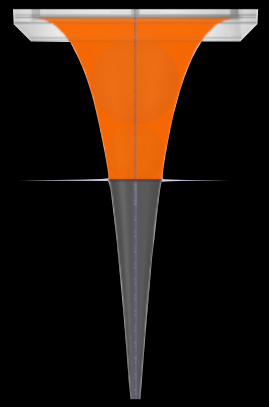
Масса СЛРН, кг: 9780 кг
Длина, м: 11.6
Диаметр, м: 1.85
Давление в КС, 60 атм

Вариант 2 - экстремальный

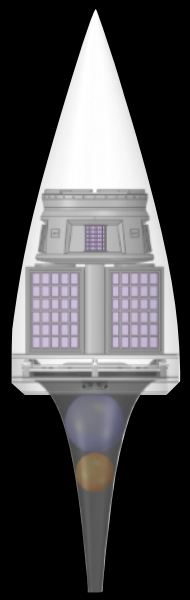
Конструктивные особенности

- Детонационный ракетно-прямоточный двигатель (РПДДэ)
- Средний удельный импульс на атмосферном участке - 8500 м/с, топливо ацетам - LOX
- Давление подачи - 8 атм, среднее эквивалентное давление в камере сгорания - 120 атм.
- Возможность воздушного старта.

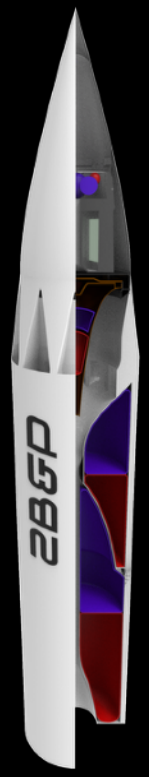
Масса СЛРН, кг: 6092 кг
Длина, м: 7,5-9.6
Диаметр, м: 1.85
Давление в КС, 120 атм

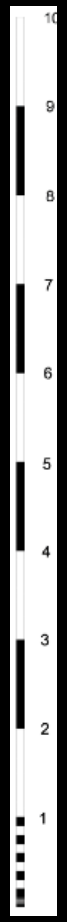


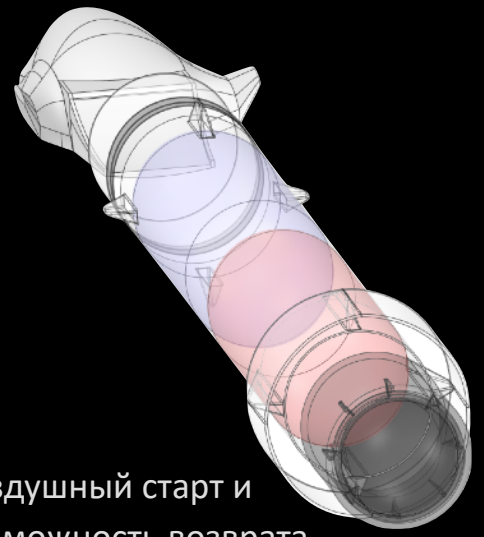
Термоэмиссионное охлаждение



Головной отсек с ДД

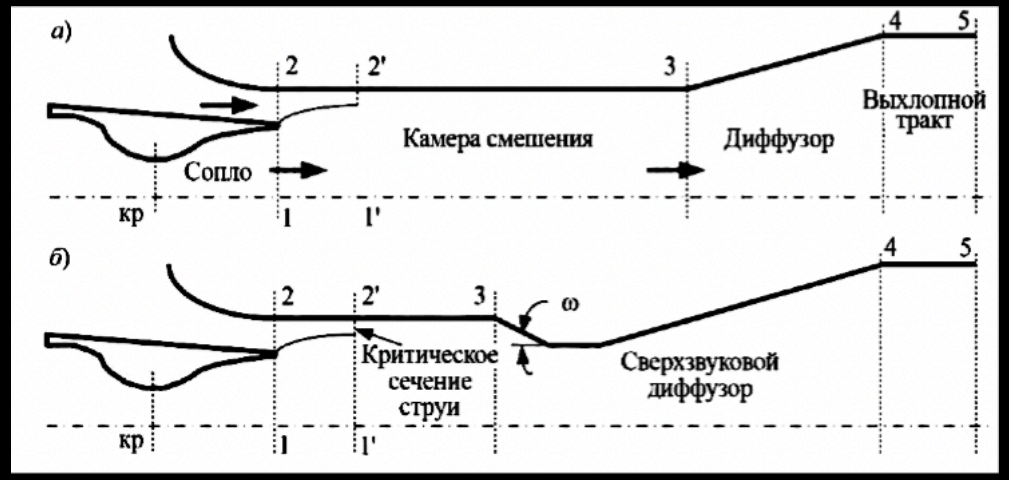


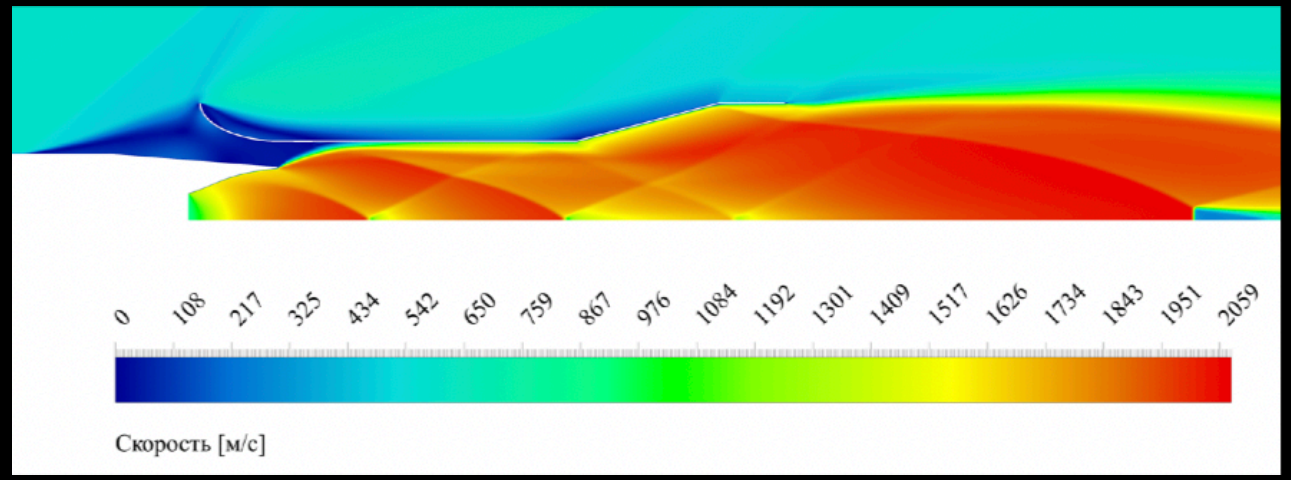




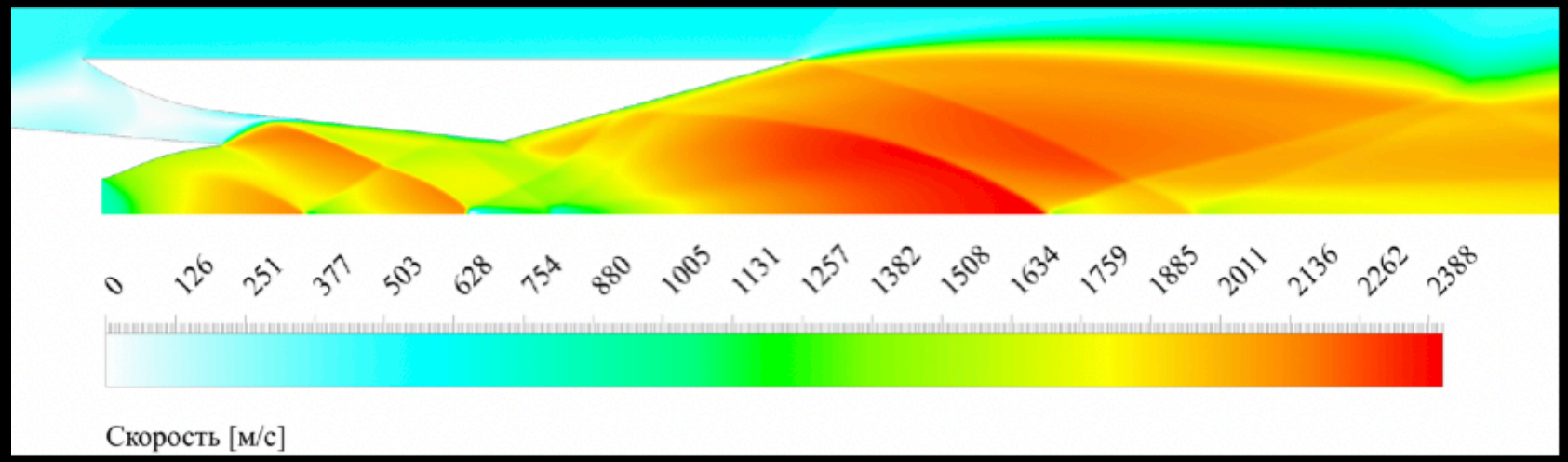
Воздушный старт и возможность возврата головной части с ДД и САУ

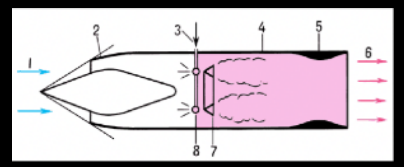
Принципиальная схема РПД с эжектором



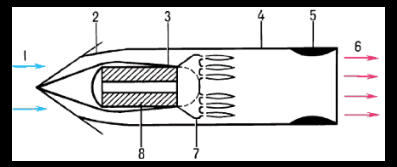


Расчетный режим на высоте 12 км

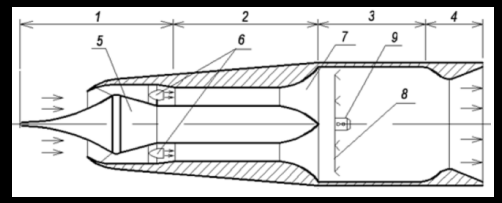




ПВРД

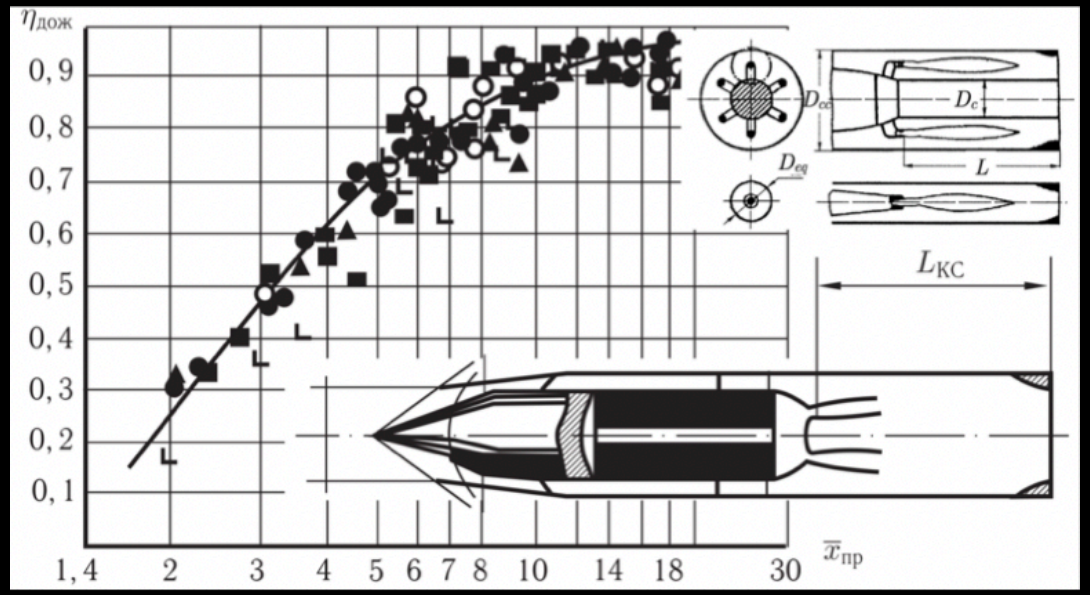


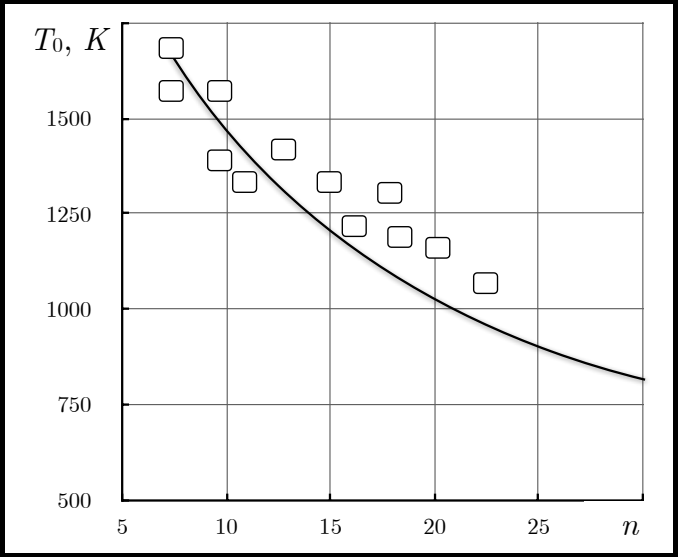
РПД



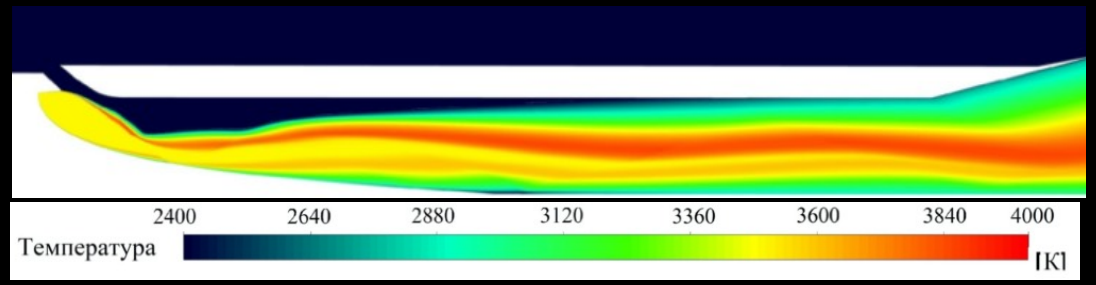
РПДэ

Кольцевое сопло - обращаем недостатки в достоинства

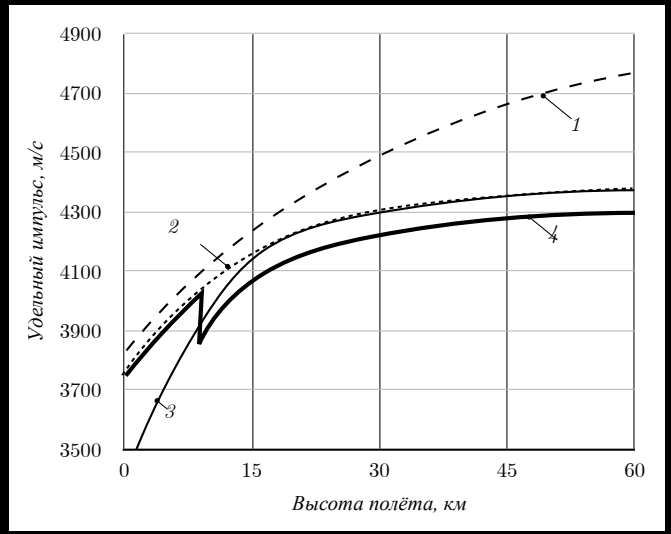




Зависимость температуры продуктов сгорания T_0 на выходе из камеры смешения в зависимости от коэффициента смешения n



Поле течения в РПДэ с цилиндрическим эжектором, h = 12 км



1 - Идеальное расширение

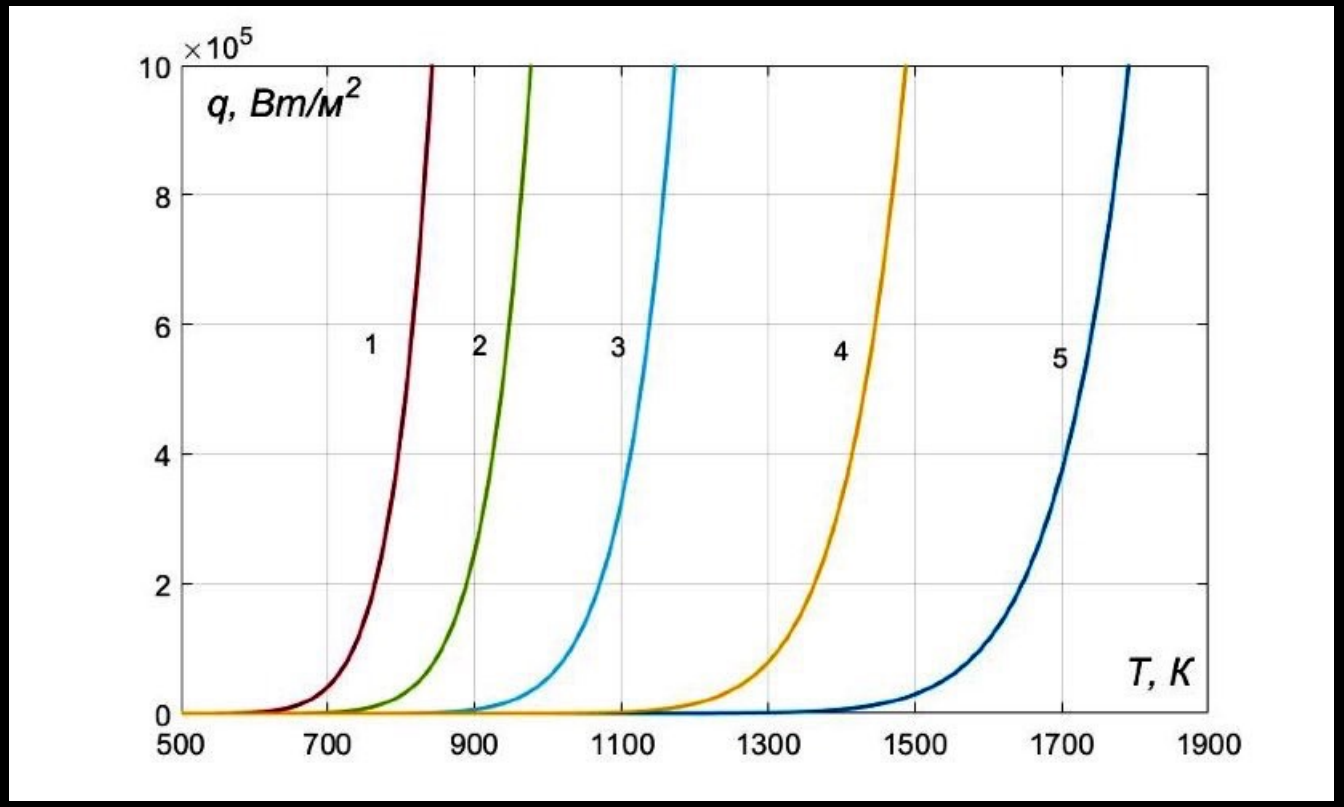
2 - сопло AeroSpike

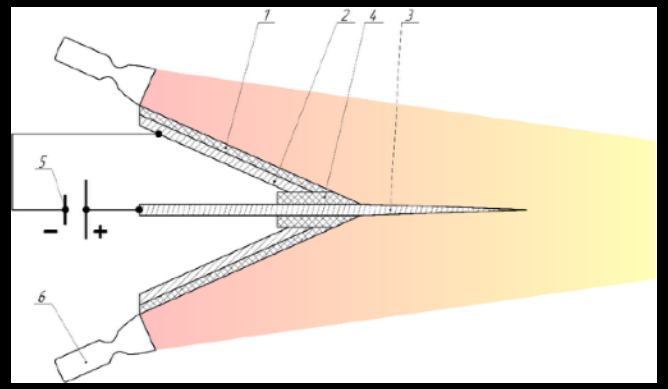
3 - сопло Лаваля

4 - усеченный AeroSpike

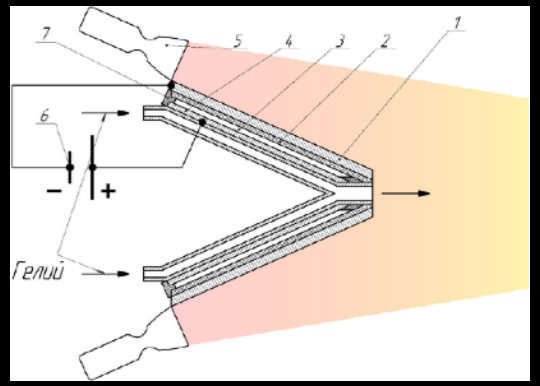
Минус 1000°К

Термоэмиссионное охлаждение центрального тела сопла

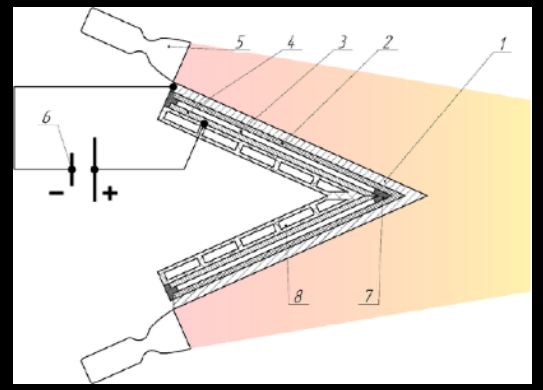




Внешнее охлаждение с тонким анодом



Внутренне охлаждение с выбросом рабочего тела

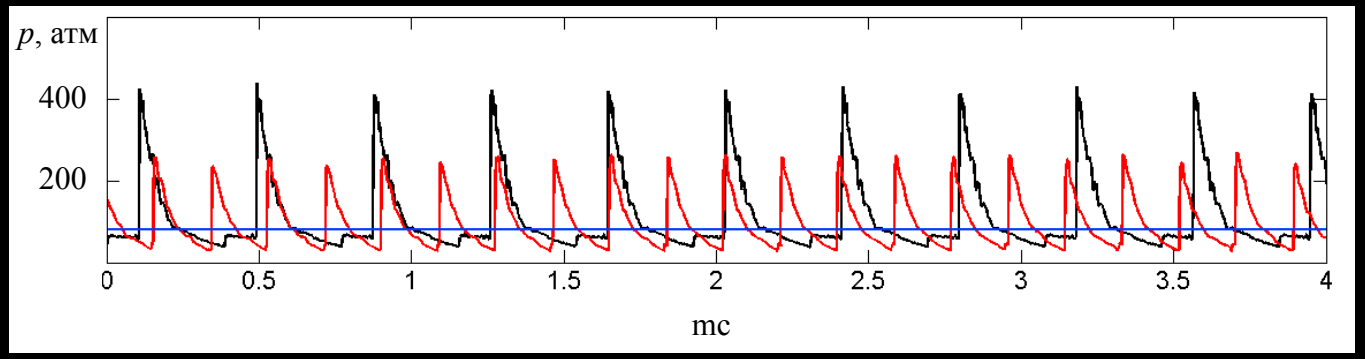


Вакуумный диод (работает)

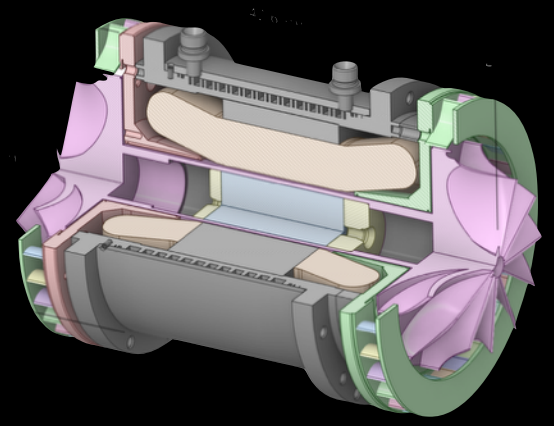
Характеристики ДД на ацетаме

Газовая смесь	J_1	T_1 °C (T_1/T_0)	J_2	T_2 °C (T_2/T_0)	J_3	T_3 °C (T_3/T_0)
Ацетилен-воздух	6.6	225 (1.7)	4.0	426 (2.4)	26.1	865 (3.9)
Метан-воздух	7.3	250 (1.8)	4.25	477 (2.6)	31.0	1025 (4.4)
Водород-воздух	4.2	205 (1.6)	2.95	401 (2.3)	12.3	609 (3.0)
Пропан-воздух	7.55	258 (1.8)	4.3	495 (2.6)	32.8	1083 (4.6)

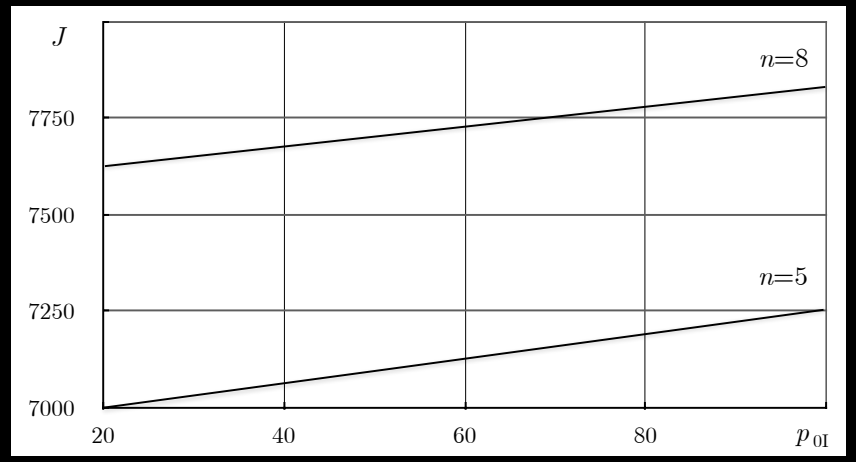
Интенсивности скачков и температура за скачками СМК при нормальных условиях и скорости Чепмена-Жуге



Изменение давления на стенках камеры сгорания ротационного детонационного двигателя за прямым скачком и двумя косыми. Давление подачи - 8 атм.

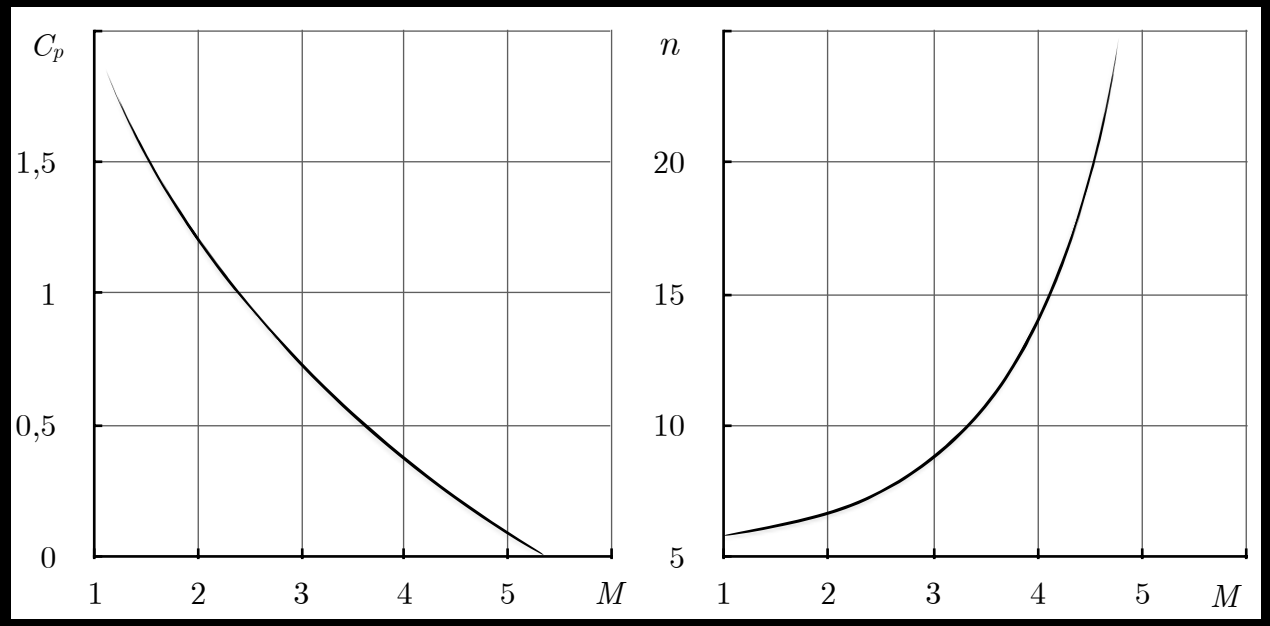


Аммиачный турбогенератор, давление на входе 8 атм, на выходе 4,5 атм.

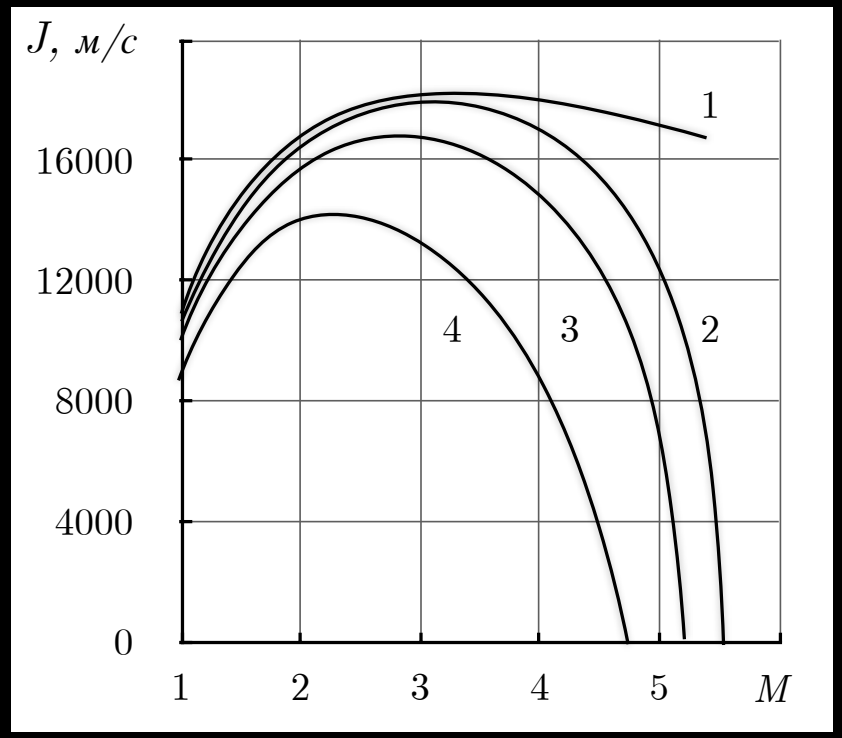


Зависимость удельного импульса РПДэ от давления в камере сгорания первого контура и коэффициента смешения n потоков первого и второго контуров при скорости полёта M=2 на высоте h=12 км

Характеристики идеального ПВРД



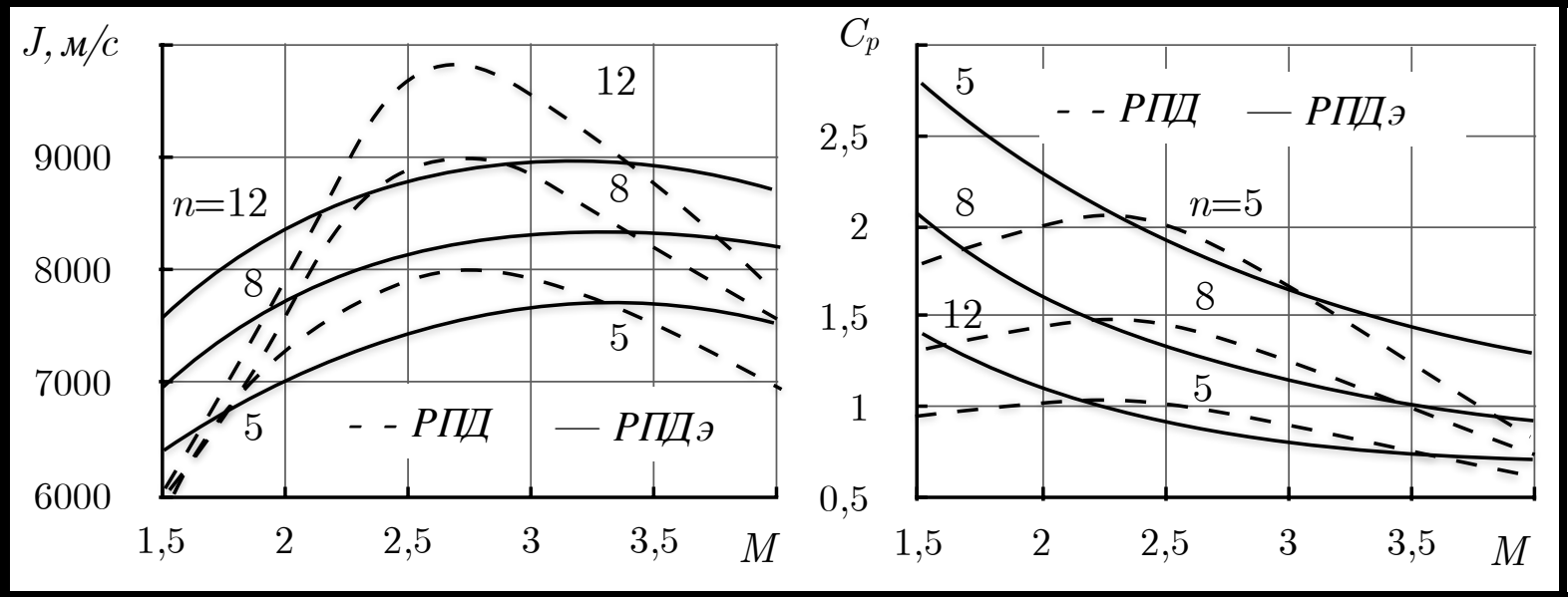
Результаты расчет зависимости коэффициента тяги C_p (а) и коэффициента смешения $n = Q_{ext}/Q_{in}$ (б) идеального ПВРД от числа Маха полёта при температуре в камере смешения T_0=2000K

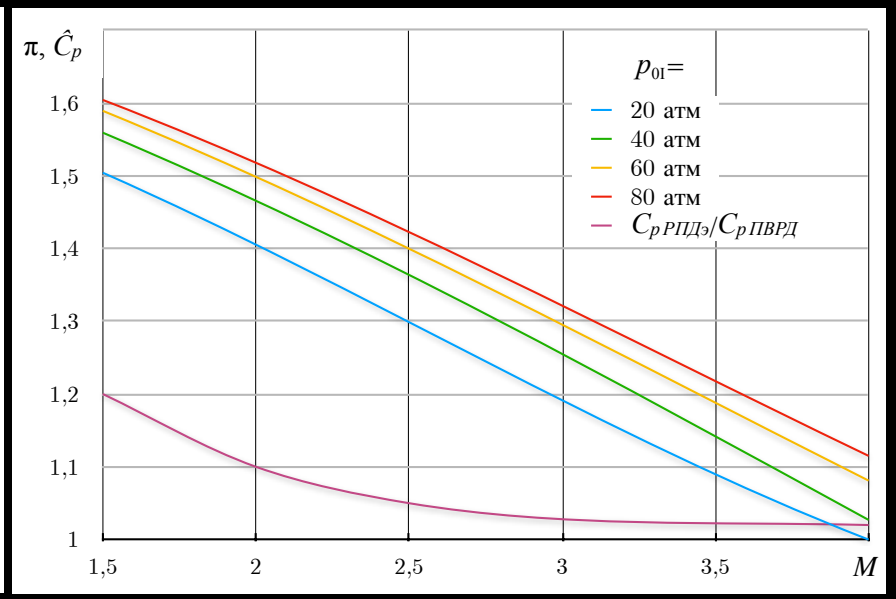


1 - идеальный изоэнтропический воздухозаборник,
2 - воздухозаборник с одним косым скачком и одним прямым,
3- воздухозаборник с двумя косыми скачками и одним прямым,
4 - дозвуковой воздухозаборник с прямым скачком на входе

Зависимость удельного импульса идеального ПВРД от числа Маха полёта

Сравнение характеристики РПДэ, РПД и идеального ПВРД

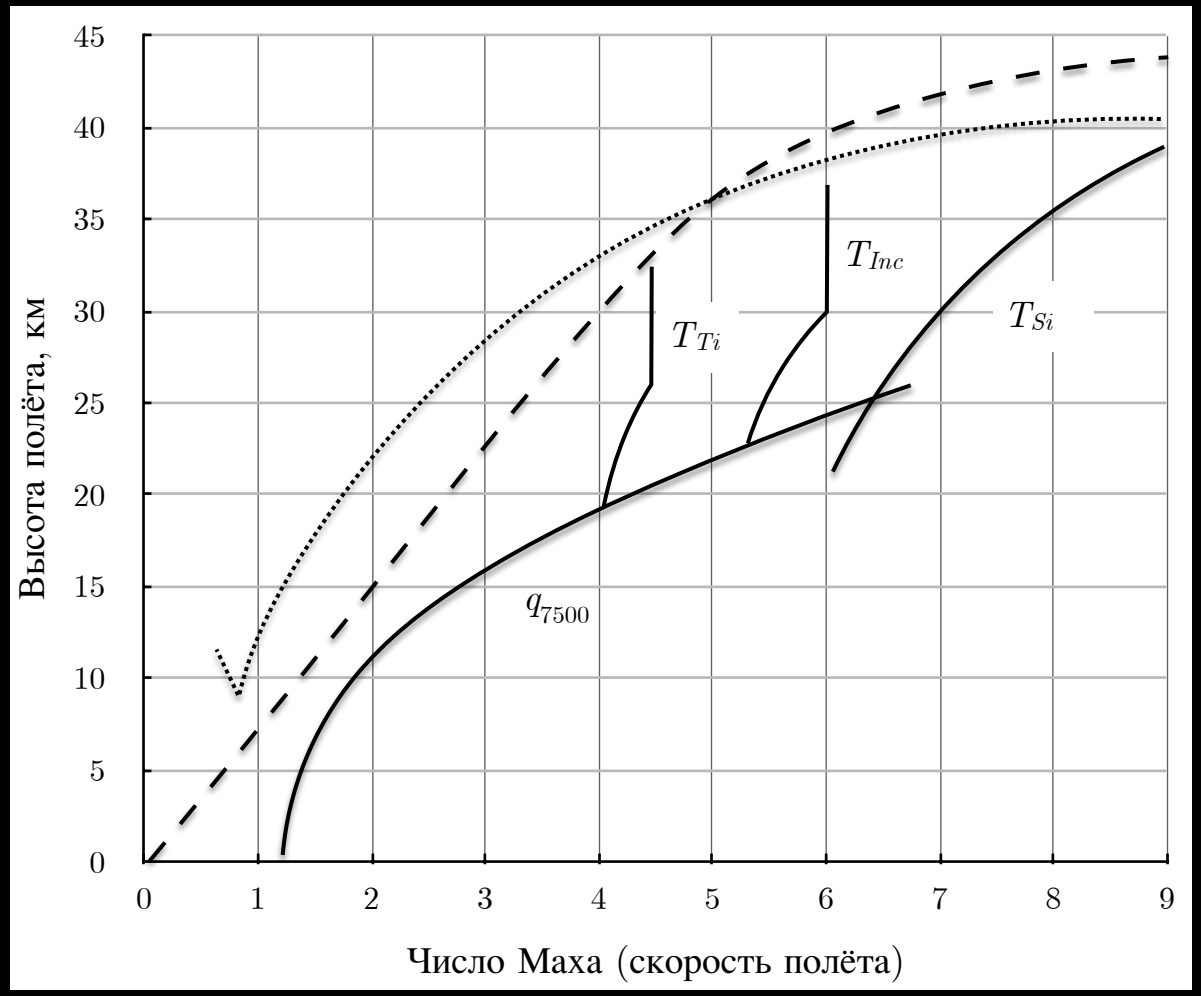




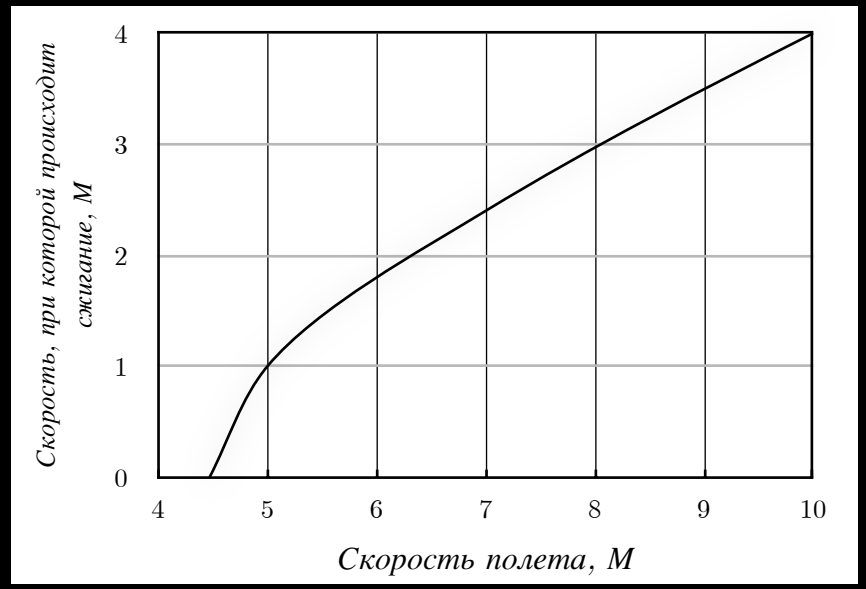
Сравнение скоростных характеристик удельного импульса J и коэффициента тяги C_p ракетно-прямоточного двигателя с эжектором (*РПДэ*) и без эжектора (*РПД*), топливо керосин, Q = 4000 ккал/кг, давление в камере сгорания первого контура p_{0I} = 20 атм, высота h = 12 км

Зависимость степени суммарной сжатия π потока второго контура и отношение коэффициентов тяги Ĉр РПДэ и идеального ПВРД от числа Маха М

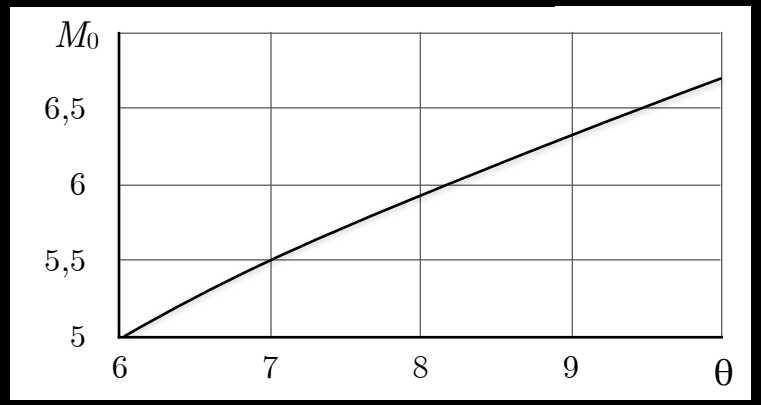
Режим набора высоты на атмосферном участке



Траектория выведения при воздушном (....) и наземном (- -) старте, T - температурные ограничения для титана (Ti), инконеля (Inc) и теплозащитного покрытия на основе оксида кремния (Si)

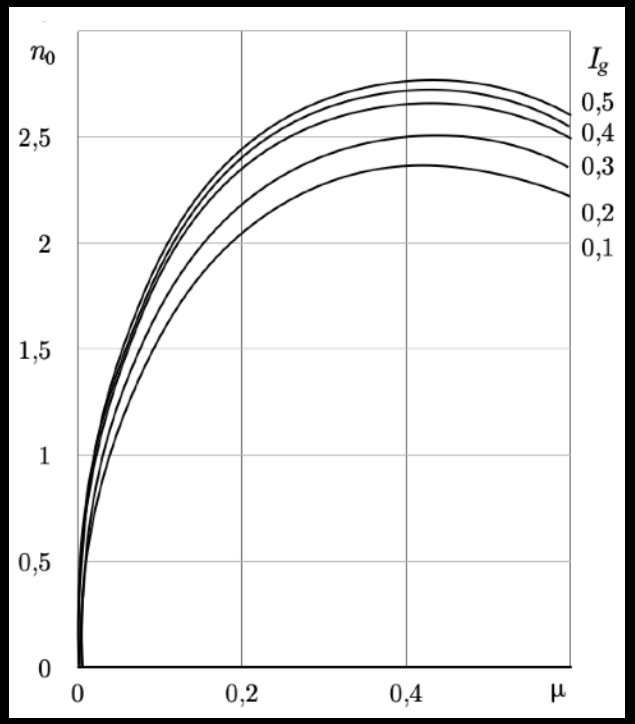


Оптимальная скорость топливной смеси, при которой происходит её сжигание

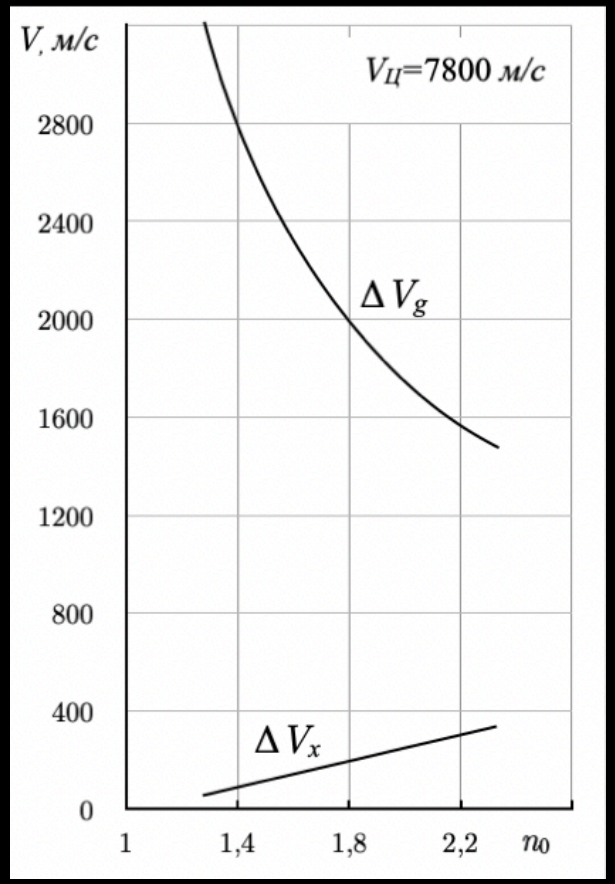


Тепловая смерть ПВРД

Преимущество разгона с постоянной перегрузкой



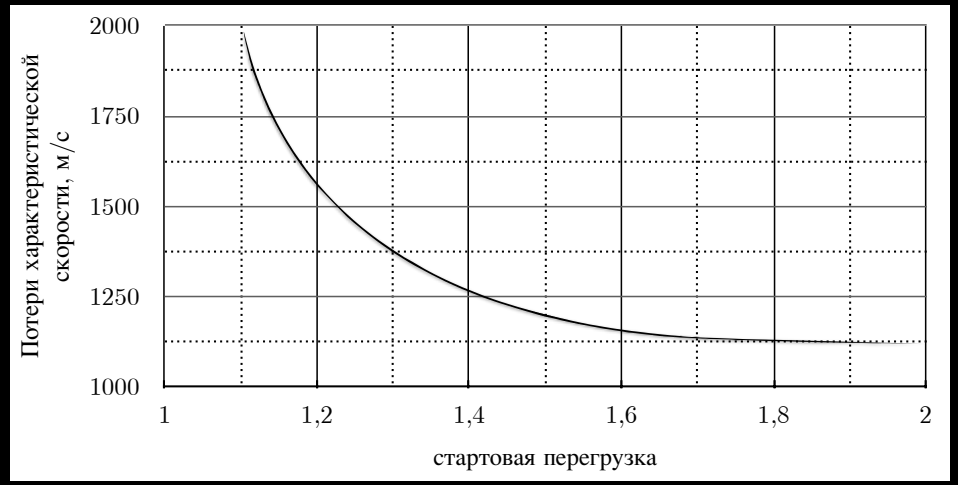
Оптимальная перегрузка n_0 при показательном законе изменения массы при различных значениях интеграла гравитационных потерь Ig и относительной массе конструкции ступени μ



Зависимость гравитационных ΔVg и аэродинамических потерь ΔVx характеристической скорости.

Постоянная перегрузка

Оптимальная циклограмма при пологом старте на атмосферном участке. Постоянный расход.



АГЕНТСТВО
СТРАТЕГИЧЕСКИХ
КОММУНИКАЦИЙ

Точно в цель

Это нам удается