

### О концепции ракеты - носителя предельных параметров

Павел Викторович Булат



### Соответствие программам развития

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



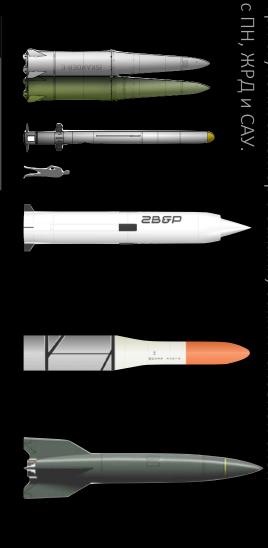
### Стартовая масса - не более 20 т

- 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 нагрузкине более \$12 тыс.

### 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





Масса СЛРН, кг: 9780 кг

Длина, м: 11.6

Диаметр, м: 1.85

Давление в КС, 60 атм

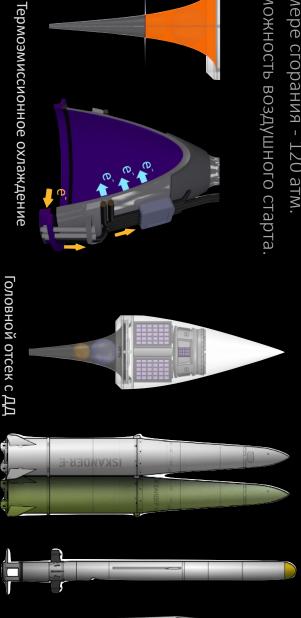
# Ракета предельных параметров 2030 г- 28&Р (25ИП)

технøлогическая инициатива Национальная

### Вариант 2 - экстремальный

### Конструктивные особенности

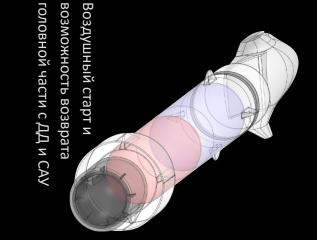
- Детонационный ракетно-прямоточный двигатель (РПДДэ)
- Средний удельный импульс на атмосферном участке 8500 м/с, топливо ацетам - LOX
- Давление подачи 8 атм, среднее эквивалентное давление в камере сгорания - 120 атм.
- Возможность воздушного старта



28*5*P

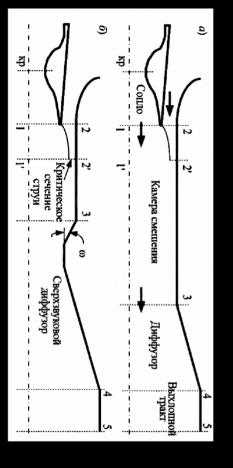
Масса СЛРН, кг: 6092 кг

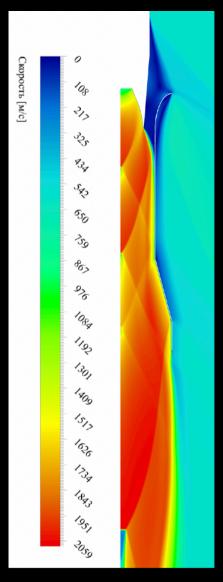
Диаметр, м: 1.85 Длина, м: 7,5-9.6 Давление в КС, 120 атм



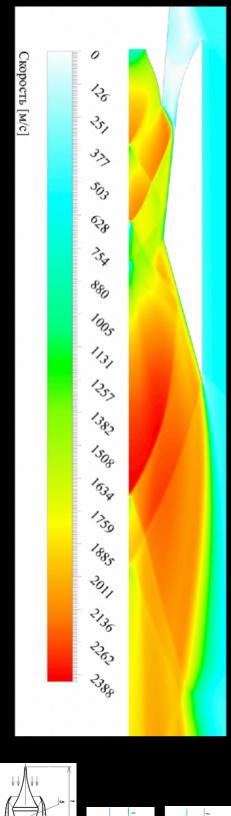
## Принципиальная схема РПД с эжектором

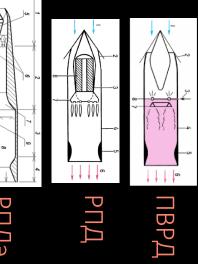
#### Национальная технøлогическая инициатива





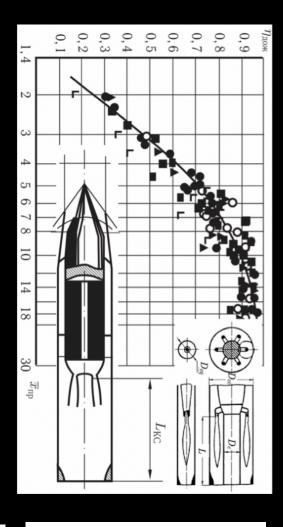
Расчетный режим на высоте 12 км

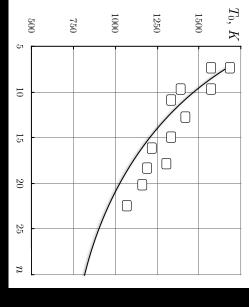


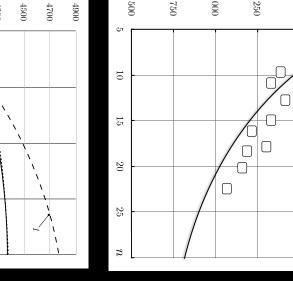


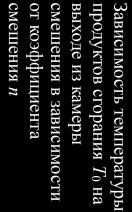
# Кольцевое сопло - обращаем недостатки в достоинства

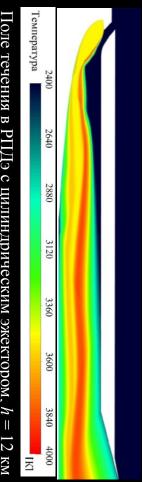
технøлогическая инициатива Национальная







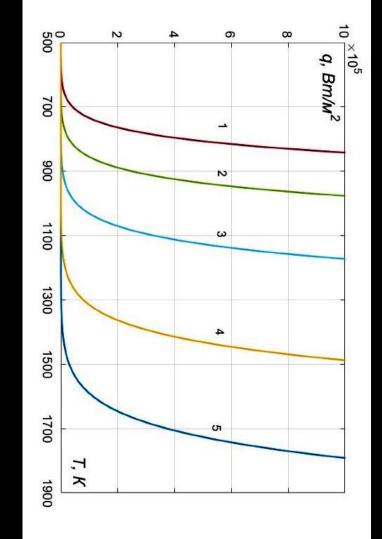


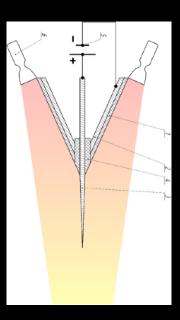


- Поле течения в РПДэ с цилиндрическим эжектором, h=12 км
- Удельный импульс, м/c 35003700 39004100 4300 45004900 4700 15 Высота полёта, км 30 45 60
  - 1 Идеальное расширение
  - 2 сопло AeroSpike
  - 3 сопло Лаваля
  - 4 усеченный AeroSpike

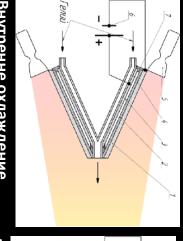
#### Минус 1000°К

## Термоэмиссионное охлаждение центрального тела сопла

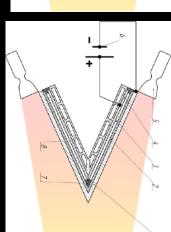




Внешнее охлаждение с тонким анодом



Внутренне охлаждение Ван с выбросом рабочего тела



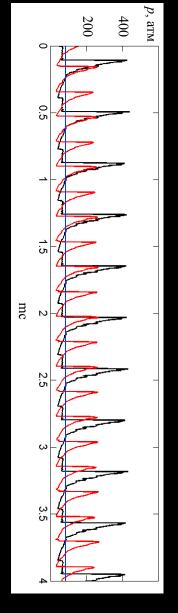
Вакуумный диод (работает)

### Характеристики ДД на ацетаме

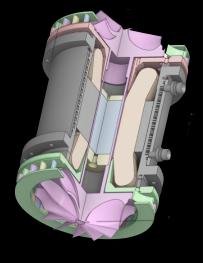
#### Национальная технøлогическая инициатива

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

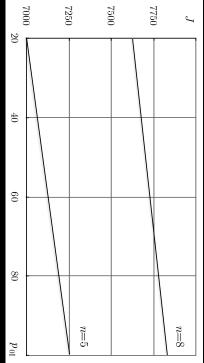
Интенсивности скачков и температура за скачками СМК при нормальных условиях и скорости Чепмена-Жуге



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

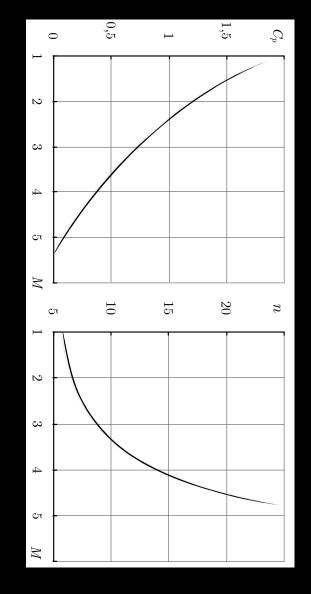


Аммиачный турбогенератор, давление на входе 8 атм, на выходе 4,5 атм.

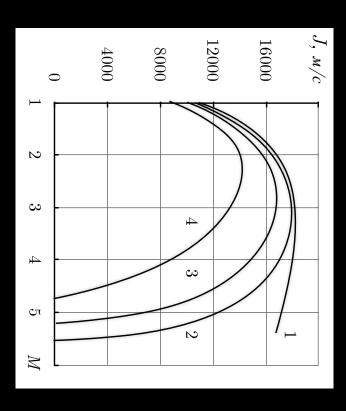


Зависимость удельного импульса РПДэ от давления в камере сгорания первого контура и коэффициента смешения п потоков первого и второго контуров при скорости полёта M=2 на высоте h=12 км

### Характеристики идеального ПВРД



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

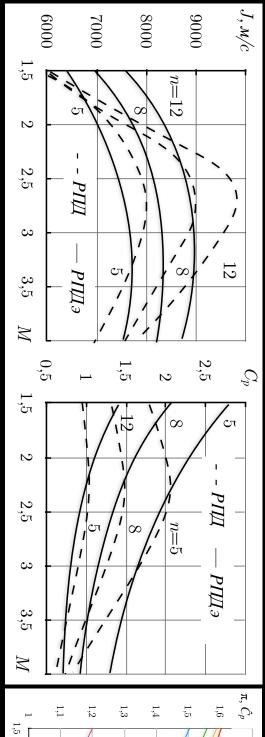


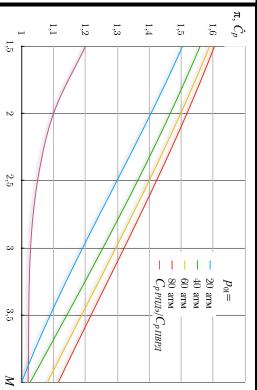
- 1 идеальный изоэнтропический воздухозаборник,
- 2 воздухозаборник с одним косым скачком и одним прямым,
- 3- воздухозаборник с двумя косыми скачками и одним прямым,
- 4 дозвуковой воздухозаборник с прямым скачком на входе

Зависимость удельного импульса идеального ПВРД от числа Маха полёта

# Сравнение характеристики РПДэ, РПД и идеального ПВРД

Национальная технøлогическая инициатива



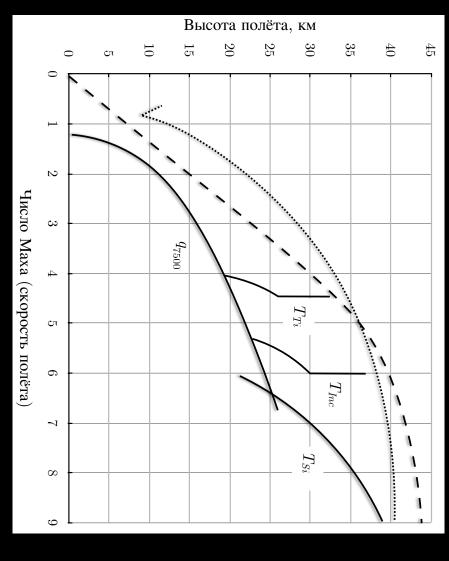


в камере сгорания первого контура  $p_{0\mathrm{I}} = 20$  атм, высота h = 12 км коэффициента тяги  $C_p$  ракетно-прямоточного двигателя с эжектором Сравнение скоростных характеристик удельного импульса J и  $(P\Pi \mathcal{I}\mathcal{I}\vartheta)$  и без эжектора  $(P\Pi\mathcal{I}\mathcal{I})$ , топливо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

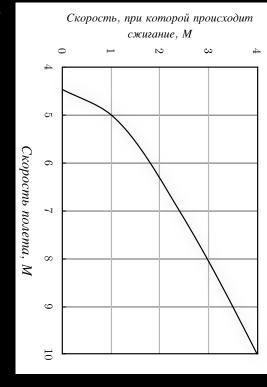
Зависимость степени суммарной сжатия  $\pi$  потока второго контура и отношение коэффициентов тяги Ср РПДэ и идеального ПВРД от числа Маха М

## Режим набора высоты на атмосферном участке

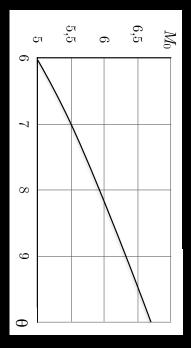
Национальная технøлогическая инициатива



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



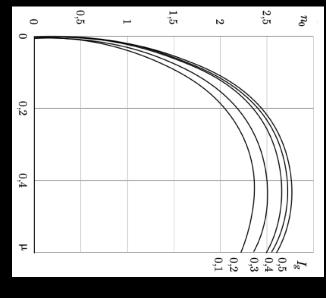
Оптимальная скорость топливной смеси, при которой происходит её сжигание



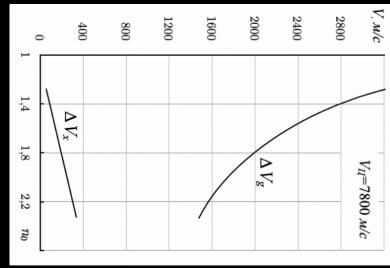
Гепловая смерть ПВРД

## Преимущество разгона с постоянной перегрузкой

#### Национальная технøлогическая инициатива

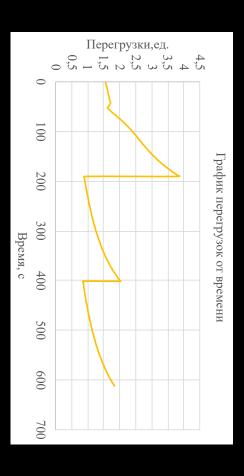


Оптимальная перегрузка  $n_0$  при показательном законе изменения массы при различных значениях интеграла гравитационных потерь Ig и относительной массе конструкции ступени  $\mu$ 



Зависимость гравитационных  $\Delta Vg$  и аэродинамических потерь  $\Delta Vx$  характеристической скорости.

Постоянная перегрузка



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

