

**Ракета-носитель среднего класса
«Союз-4»**

Инженерная записка

Разработано:

Д.А. Воронцов

А.Г. Шлядинский

1. Основные положения

В настоящей инженерной записке рассматривается возможность создания и определяется предварительный облик ракеты-носителя среднего класса на основе компонентов РН «Союз-5» (ОКР «Феникс») и «Союз-2» и их наземной инфраструктуры.

Предлагаемый носитель с условным названием «Союз-4» должен быть технологически проще, чем РН серии «Союз-ФГ, - 2.1а – и 2.1б», удобнее в эксплуатации, превосходя своих предшественников по энергетическим возможностям.

Все исходные данные, использованные в записке, основаны на открытых источниках и не содержат сведений, составляющих государственную тайну.

2. Проектная ситуация

В настоящее время основными средствами выведения среднего класса в РФ являются РН серии «Союз». Несмотря на относительную дешевизну и высокую надежность, данным ракетам-носителям свойственны и недостатки. В 2013 г. заместитель генерального конструктора РКЦ «Прогресс» по средствам выведения Д.А.Баранов отмечал (*Новости космонавтики. №10, 2013 г.*):

«Не секрет, что даже «Союз-2» - машина достаточно «возрастная», и у нее есть ряд своих особенностей, как технических, так и экономических.

Во-первых, наличие значительного числа «ручных» операций на стартовом комплексе требует большое количество персонала, обслуживающего заправленную машину. Это существенный минус по современным стандартам безопасности. От этого надо уходить.

Во-вторых, технологически ракета сложна в изготовлении: она имеет большое число блоков, широкую номенклатуру различных изделий (арматуры и т.п.), большое количество разнотипных переходов из-за конических баков разного диаметра. На «Союзе-5» мы пытаемся от этого уйти.

В-третьих, есть объективные причины необходимости перехода на новый носитель. Это, в первую очередь, экономика. Сейчас на рынок выходят новые ракеты компаний SpaceX и Orbital Sciences, на горизонте замаячил проект Ariane-6. По взаимоотношениям с зарубежными коллегами мы понимаем, что уже находимся на границе конкурентоспособности, и эта ситуация бесконечно долго продолжаться не может».

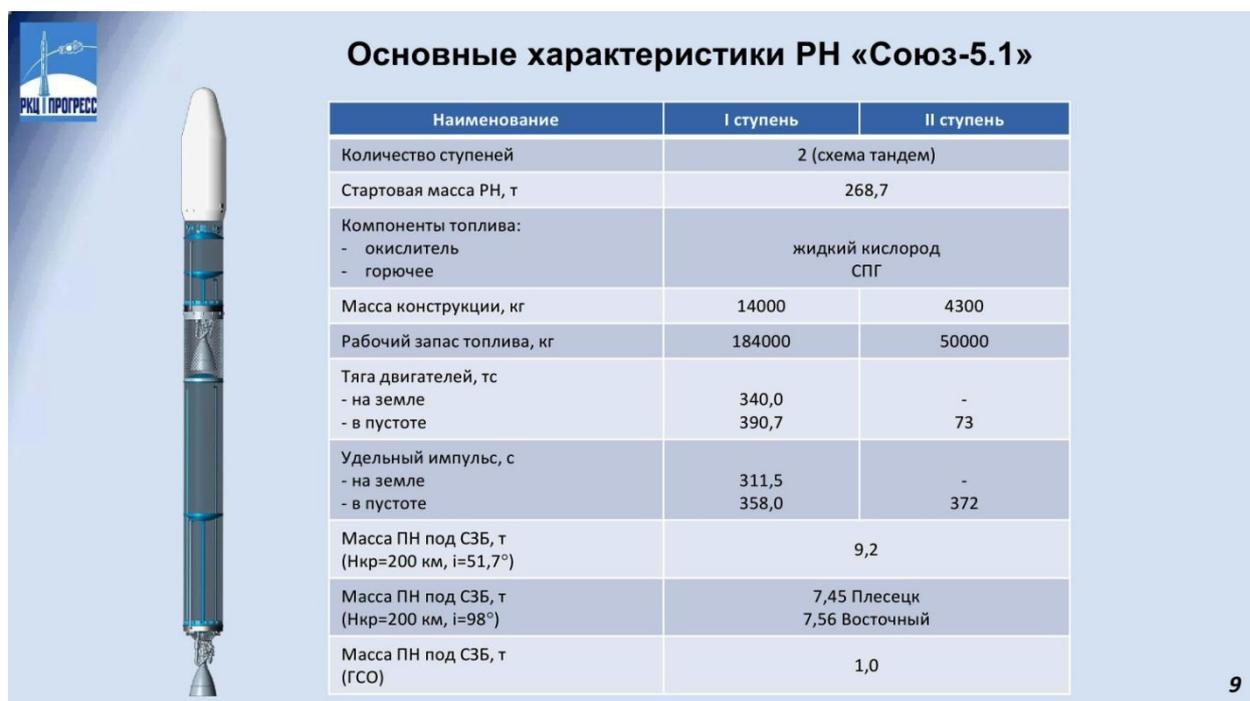
В качестве замены «Союзам-ФГ, -2» РКЦ «Прогресс» предложил семейство РН «Союз-5» (рис. 1) на основе двигателей, работающих на жидком кислороде (ЖК) и сжиженном природном газе (СПГ). Основу семейства представлял моноблочный двухступенчатый носитель «Союз-5.1» (Рис.2).

Однако вскоре основным проектом стала РН, создаваемая в рамках ОКР «Феникс», получившая в 2017 г. обозначение «Союз-5». Работы над метановыми носителями были продолжены под названием «Союз-7» в инициативном порядке. Однако новый «Союз-5» является практически заменой РН «Зенит» и должен служить основой для создания ракеты-носителя сверхтяжелого класса (РН СТК). Таким образом, задача замены РН «Союз» не находит своего решения.



13

Рис. 1. Семейство РН «Союз-5» (2013 г.)



9

Рис. 2. РН «Союз-5.1» (2015 г.)

3. Концепция РН «Союз-4»

Концепция РН среднего класса «Союз-4» базируется на следующих положениях:

- Ракетный блок первой ступени (блок А) является укороченным вариантом блока первой ступени РН «Союз-5»;
- Блок А оснащается одним ЖРД РД-180 производства НПО «Энергомаш»;
- Ракетный блок второй ступени (блок Б) является укороченным вариантом блока второй ступени РН «Союз-5» и оснащается одним ЖРД РД0124МС разработки КБХА. В качестве альтернатив (или решений первых этапов) рассматриваются блок И РН «Союз-2.1» с ЖРД РД0110, блок И РН «Союз-2.1б» с ЖРД Р0124, УРМ-2 РН «Ангара-А5» с соответствующими доработками;
- Для эксплуатации РН «Союз-4» используются технические и стартовые комплексы РН «Союз-5» на космодромах Байконур и Восточный, а также строительные части СК «Союз» на космодромах Байконур и Плесецк (например, ПУ на площадке 41, выведенной из эксплуатации);
- На РН «Союз-4» используются СЗБ 81КС, 14С737 или АМГ-1 с соответствующими доработками.

Таким образом, «Союз-4» является реализацией идеи РН «Союз-5.1» с заменой СПГ на керосин РГ-1, что позволяет унифицировать ее с текущим проектом «Союз-5», а также использовать наработки по проекту «Русь-М».

Реализация проекта «Союз-4» позволит:

- Сохранить и развить потенциал и компетенции РКЦ «Прогресс» в области ракетостроения
- Обеспечить загрузкой производство НПО «Энергомаш» за счет сохранения линии по изготовлению РД-180
- Увеличить энергетические возможности по сравнению с эксплуатируемыми РН «Союз».

4. Основные проектные параметры и летные характеристики

В качестве основных проектных параметров РН «Союз-4» приняты (Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы). Учебник для технических вузов/В. П. Мишин, В. К. Безвербый, Б. М. Панкратов и др.; под ред. В. П. Мишина. — М.: Машиностроение, 1985 — 360 с, илл.):

- Стартовая (начальная) масса РКН M_0 , кг.
- Относительные конечные массы ступеней μ_{ki} — отношение конечной массы ступени к начальной, определяющее массу РЗТ ступеней.
- Начальные тяговооруженности ступеней n_{0i} — отношение начальной тяги ДУ ступени к весу соответствующей ступени.
- Коэффициенты топливных отсеков блоков a_{toi} — отношение конечной массы топливного отсека к массе РЗТ. В конечную массу топливного отсека включаются массы ГЗТ, невырабатываемых остатков компонентов ракетного топлива и масса газов наддува. На основании предварительного расчета и экспертных оценок приняты следующие значения: $a_{t01} = 0,04$; $a_{t02} = 0,05$.
- Коэффициенты прочих отсеков $a_{\sigma i}$ — отношение массы прочих отсеков блока к начальной массе блока. К прочим отсекам отнесены: приборы и элементы БКУ и телеметрии, БКС, хвостовые, переходные и межбаковые отсеки, головной обтекатель (включается при расчете в конечную массу блока первой ступени). На основании предварительных расчетов приняты следующие значения: $a_{\sigma 1} = 0,019$; $a_{\sigma 2} = 0,035$.
- Параметры программы изменения угла тангажа (угол тангажа — угол между продольной осью РКН и горизонтом точки старта, программное изменение тангажа обеспечивает достижение заданных параметров опорной орбиты): максимальный угол атаки α_{max} на участке аэродинамического разворота первой ступени, начальный φ_0 и конечный φ_k углы тангажа на участке второй ступени. Изменение угла тангажа $\varphi(t)$ по времени на активном участке второй ступени задается законом (В.М.Белоконов, В.А.Вьюжанин. Расчет летных характеристик летательных аппаратов. Учебное пособие для курсового и дипломного проектирования. Куйбышевский авиационный институт, 1982):

$$\operatorname{tg} \varphi(t) = \operatorname{tg} \varphi_0 + (\operatorname{tg} \varphi_k - \operatorname{tg} \varphi_0) * t / t_k,$$

где t_k — длительность активного участка второй ступени,

φ_0 — начальное значение угла тангажа,

φ_k — конечное значение угла тангажа.

Для предварительных расчетов принят следующий закон изменения коэффициента лобового сопротивления в зависимости от числа Маха $Sx_{a0}(M)$ (получен для МБР «Титан-2») (А.А.Кузнецов. Оптимизация параметров баллистических ракет по эффективности. М.:Машиностроение, 1986 г.):

$$C_{\text{ха}0}(M) = 0,29 \text{ при } 0 \leq M \leq 0,8$$

$$C_{\text{ха}0}(M) = M - 0,51 \text{ при } 0,8 < M \leq 1,068$$

$$C_{\text{ха}0}(M) = 0,091 + 0,5 * M^{-1} \text{ при } M > 1,068$$

Параметры ЖРД приняты следующими:

Параметр	РД-180	РД0124МС
Тяга на уровне моря, тс	390,0	-
Тяга в пустоте, тс	423,2	30,3
Удельный импульс на уровне моря, с	311,9	-
Удельный импульс в пустоте, с	338,4	363
Удельная масса ДУ* γ_i	0,018	0,026

*-с учетом комплекса автоматики аварийной защиты, арматуры, трубопроводов и заливки

Связь между массой полезной нагрузки и проектными параметрами двухступенчатой РКН тандемной схемы описывается следующими соотношениями:

$$M_{\text{пн}} = M_0 * \mu_{\text{пн}1} * \mu_{\text{пн}2},$$

где

M_0 – начальная масса первой ступени (стартовая масса РКН),

$\mu_{\text{пн}i}$ – относительная масса полезной нагрузки i -ой ступени,

$$\mu_{\text{пн}i} = (\mu_{\text{ки}} - \alpha_i - \beta_i * n_{0i}) / (1 - \alpha_i),$$

где

$$\alpha_i = (a_{\text{то}i} + a_{\text{с}i}) / (1 + a_{\text{то}i}),$$

$$\beta_i = \gamma_i / (1 + a_{\text{то}i})$$

Начальная масса второй ступени рассчитывается по формуле:

$$M_{02} = M_0 * \mu_{\text{пн}1}$$

Масса топлива ступеней рассчитывается по формуле:

$$M_{\text{т}i} = (1 - \mu_{\text{ки}}) * M_{0i}$$

Конечная масса ракетного блока i -ой ступени рассчитывается как:

$$m_{\text{ки}} = a_{\text{то}i} * M_{\text{т}i} + \gamma_i * n_{0i} * M_{0i} + a_{\text{с}i} * (1 - \mu_{\text{пн}i}) * M_{0i}$$

Целевой функцией принята масса полезного груза $M_{\text{пг}}$ на солнечно-синхронной орбите высотой 600 км (типовая орбита для КА ДЗЗ). Выбор значения стартовой массы $M_0 = 310$ т выполнен, исходя из максимизации $M_{\text{пг}}$ (Рис. 3) на данной орбите.

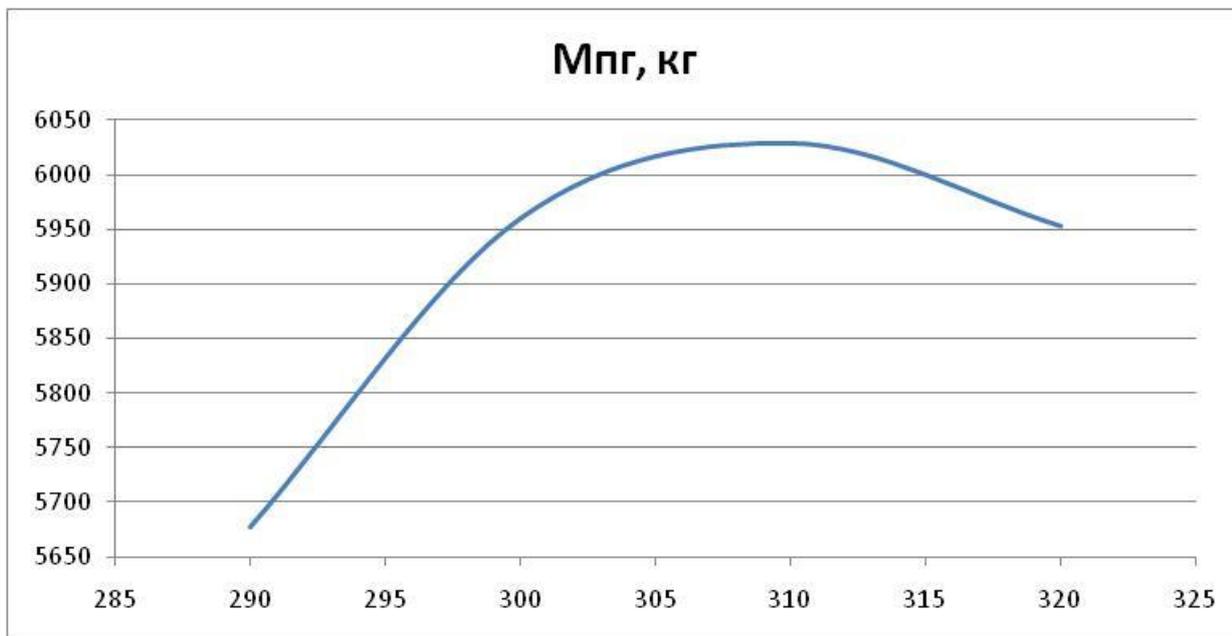


Рис. 3. Зависимость Мпг (M₀)

Оптимизировались относительные конечные массы ступеней μ_{ki} . Таким образом, задача оптимизации свелась к поиску максимальной массы ПГ при заданных двигателях и стартовой массе. Максимальная масса ПГ, полученная для заданной целевой орбиты, составила 6029 кг.

Основные проектные параметры, а также характеристики РН «Союз-4» приведены ниже:

Проектный параметр/характеристика	Значение	
	1 ступень	2 ступень
μ_{ki}	0,221	0,216
ρ_{0i}	1,258	0,648
Начальная (стартовая) масса ступени, кг	310000,0	46732,5
Начальная масса ракетного блока ступени, кг	261 767,5	40702,7
Конечная масса ракетного блока ступени, кг	20 185,4	4045,3
Масса РЗТ, кг	241582,1	36657,5
Время работы ступени, с	195	441
Дальность падения блока 1-й ступени от места старта, км	1550	-
Масса ГО, кг	1500	
Время отделения ГО, сек	210	

Основные летные характеристики РН представлены на Рис. 4-9



Рис. 4. Относительная скорость

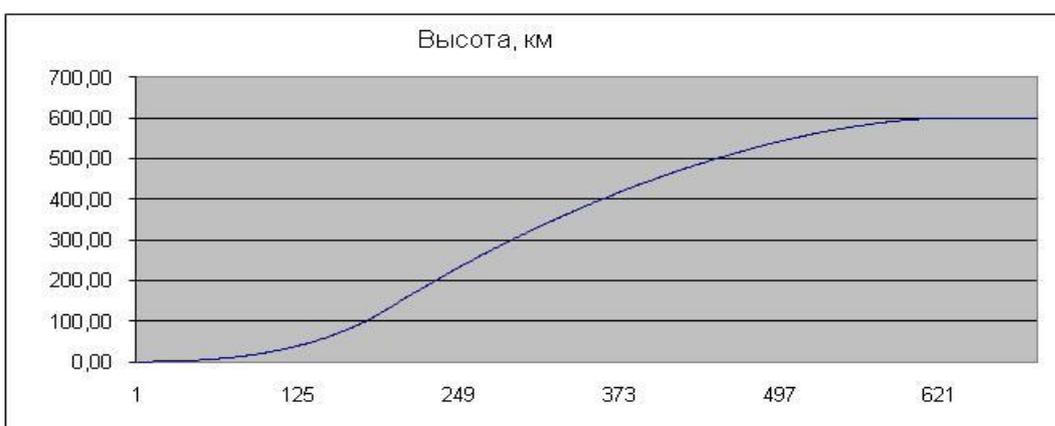


Рис. 5. Высота полета

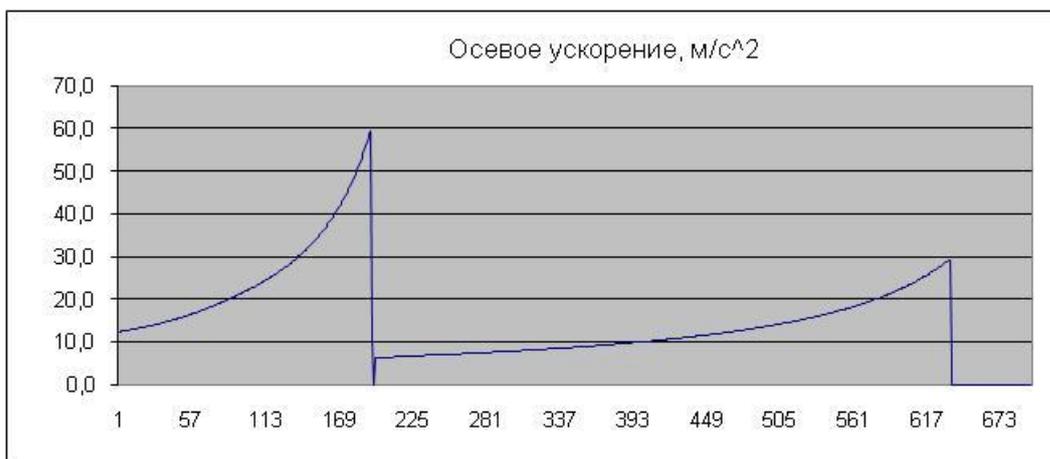


Рис. 6. Продольное ускорение

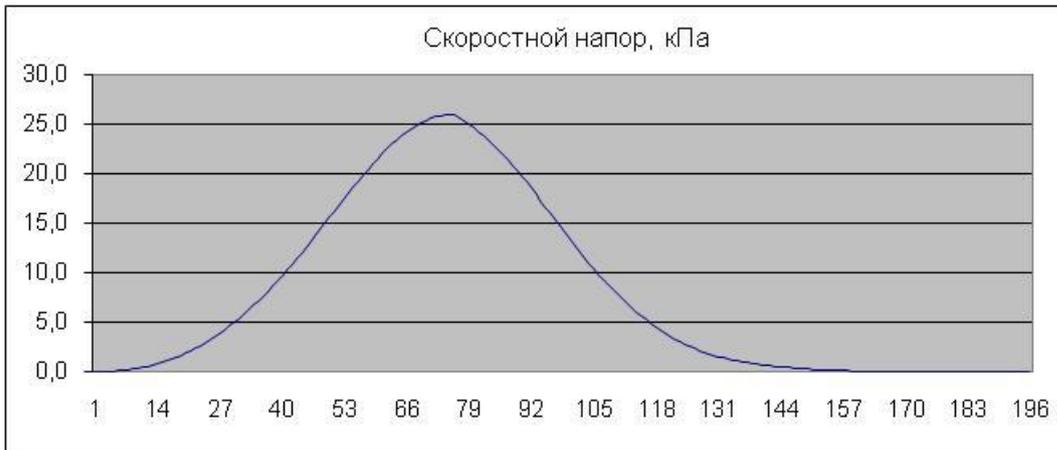


Рис. 7. Скоростной напор

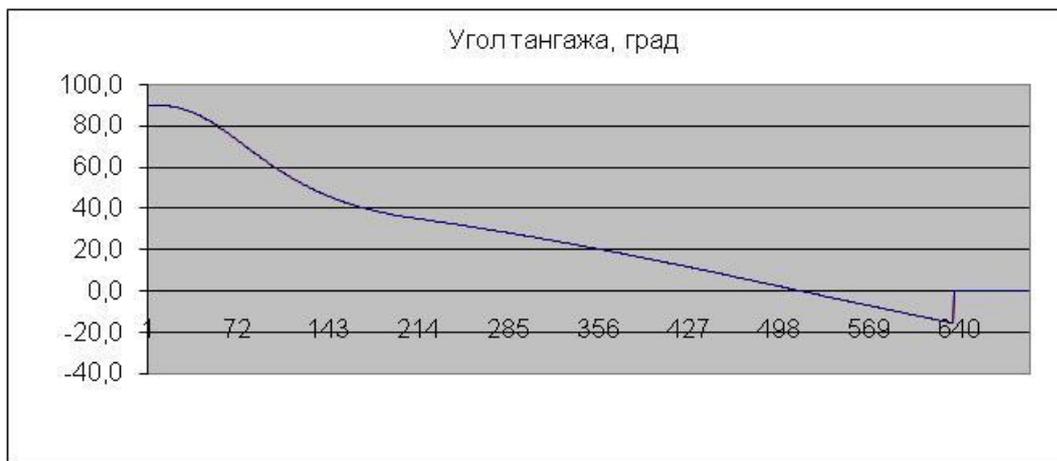


Рис. 8. Программный угол тангажа

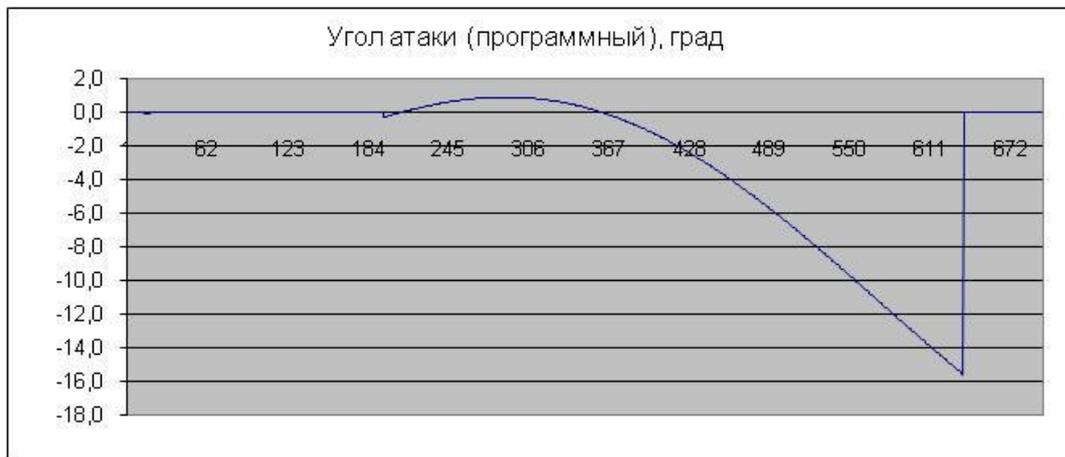
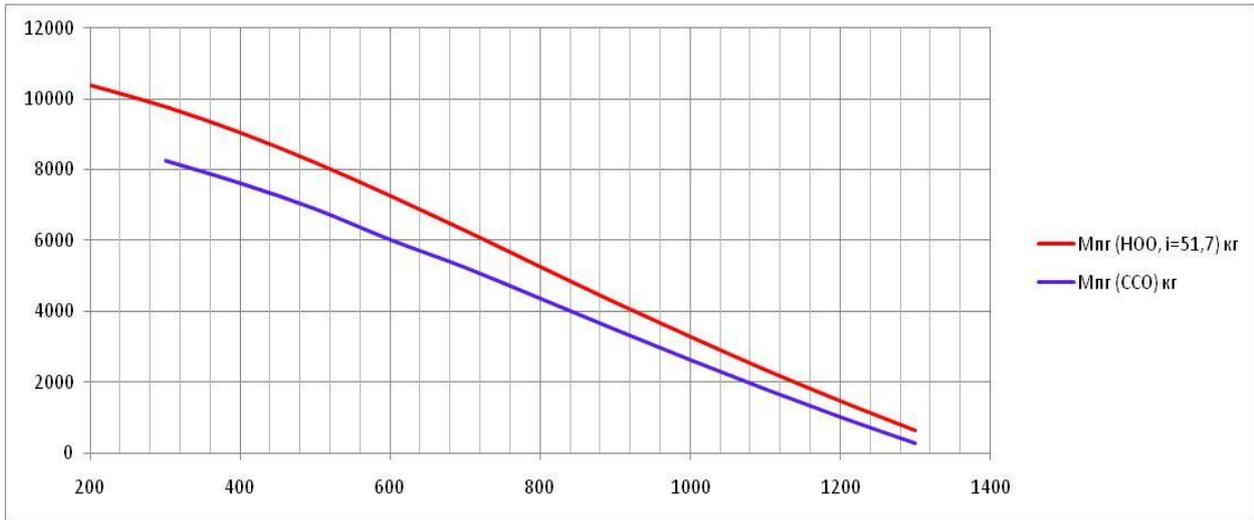


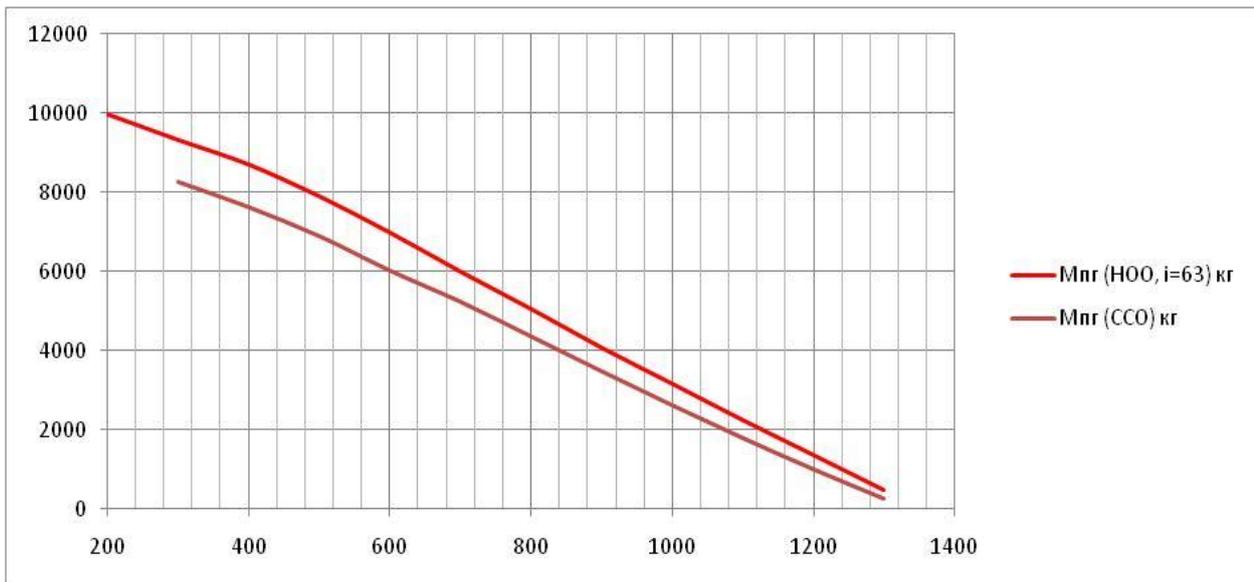
Рис. 9. Программный угол атаки

Энергетические характеристики РН «Союз-4» при пуске из Восточного приведены на Рис. 10, а из Плесецка – на Рис. 11. Энергетические характеристики при пуске с Байконура близки к таковым при старте с космодрома Восточный, поэтому отдельно не рассчитывались.



Норб, км	200	300	400	500	600	700	800	900	1000	1100	1200	1300
Мпг (НОО, i=51,7) кг	10384	9778	9045	8200	7265	6281	5263	4256	3293	2357	1478	645
Мпг (ССО) кг		8268	7630	6900	6029	5243	4368	3488	2631	1804	1014	271

Рис. 10. Энергетические возможности РН «Союз-4» (Восточный)



Норб, км	200	300	400	500	600	700	800	900	1000	1100	1200	1300
Мпг (НОО, i=63) кг	9968	9321	8698	7895	6977	5990	5044	4064	3152	2233	1350	461
Мпг (ССО) кг		8268	7630	6900	6029	5243	4368	3488	2631	1804	1014	271

Рис. 11. Энергетические возможности РН «Союз-4» (Плесецк)

5. Общая компоновка и конструкция

РН «Союз-4» выполнена по классической схеме двухступенчатого моноблочного тандема (Рис. 12, 13)



Рис. 12. РН «Союз-4» общий вид.

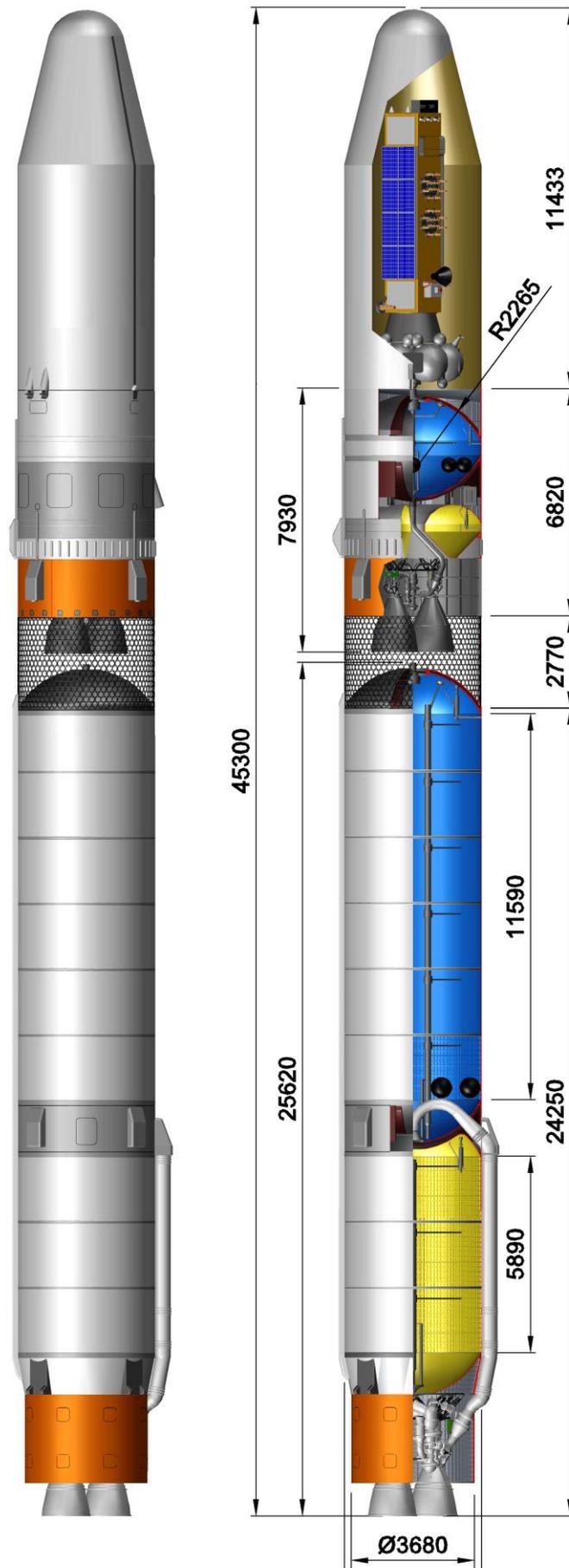


Рис. 13. РН «Союз-4» общий вид.

Ракетный блок А первой ступени (Рис. 14, 15) диаметром 4100 мм выполнен с последовательным расположением отсеков: хвостового (диаметром 3680 мм) с РД-180, бака горючего, межбакового отсека, бака окислителя и межступенчатого переходника. Обечайки бака горючего выполнены вафельными. Необходимость использования вафельного фона в баке окислителя определяется на основании прочностных расчетов. Магистраль окислителя проходит снаружи топливного отсека для уменьшения массы и сокращения трудоемкости изготовления.

Межступенчатый переходник выполнен в виде изогридной сетчатой цилиндрической оболочки из углепластика.

Радиусы днищ условно приняты $R=2265$ мм (как у РН «Протон»). В реальной конструкции радиусы днищ должны совпадать с используемыми для днищ РН «Союз-5».

Ракетный блок Б диаметром 4100 мм (Рис. 16) является укороченным вариантом блока второй ступени РН «Союз-5». Необходимые объемы обеспечиваются уменьшением длин обечаек баков; конфигурация и конструкция днищ сохраняются от «Союз-5». Конструктивно блок Б состоит из: сбрасываемого хвостового отсека, в котором размещен один ЖРД РД0124МС; бака горючего тороидальной формы (нижнее коническое днище выполняет роль силового элемента, передающего тягу двигателя на вышерасположенные конструкции); межбакового отсека, в котором размещены приборы системы управления и телеметрии, а также арматура пневмогидравлической системы; бака окислителя с короткой цилиндрической обечайкой и переходного отсека, конфигурация которого зависит от типа используемого головного обтекателя и разгонного блока.

Альтернативное исполнение блока Б предусматривает использование обечаек баков диаметром 3600 мм, что дает возможность привлекать к производству РН «Союз-4» мощности ГКНПЦ им. М.В. Хруничева. Оба исполнения блока Б представлены на Рис. 17.

Разделение ступеней –«холодное» (предварительно).

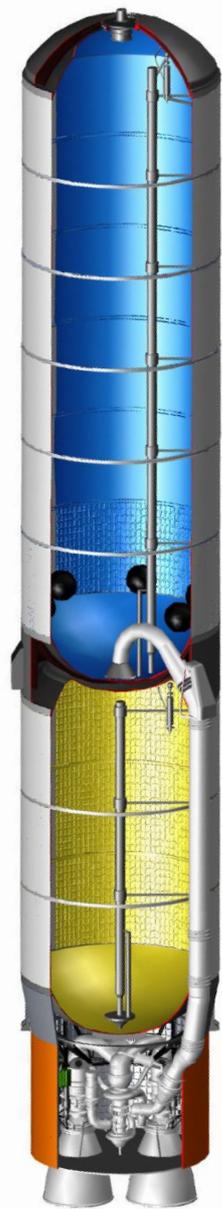


Рис. 14. Блок А РН «Союз-4» общий
вид

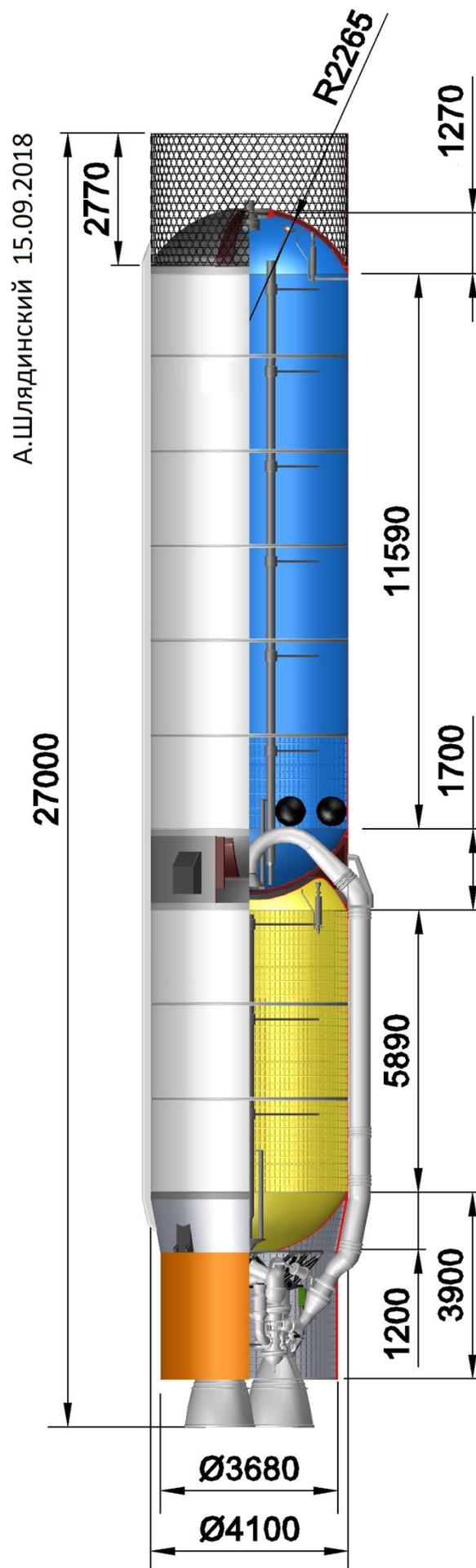


Рис. 15. Блок А РН «Союз-4»
компоновка и габариты.

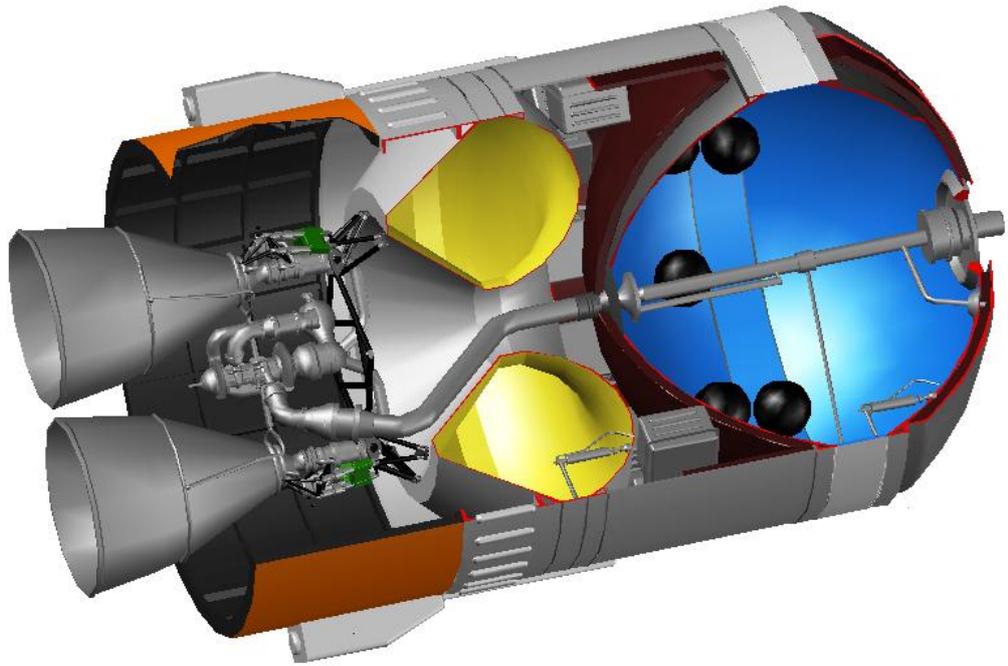


Рис. 16. Блок Б РН «Союз-4» общий
вид.

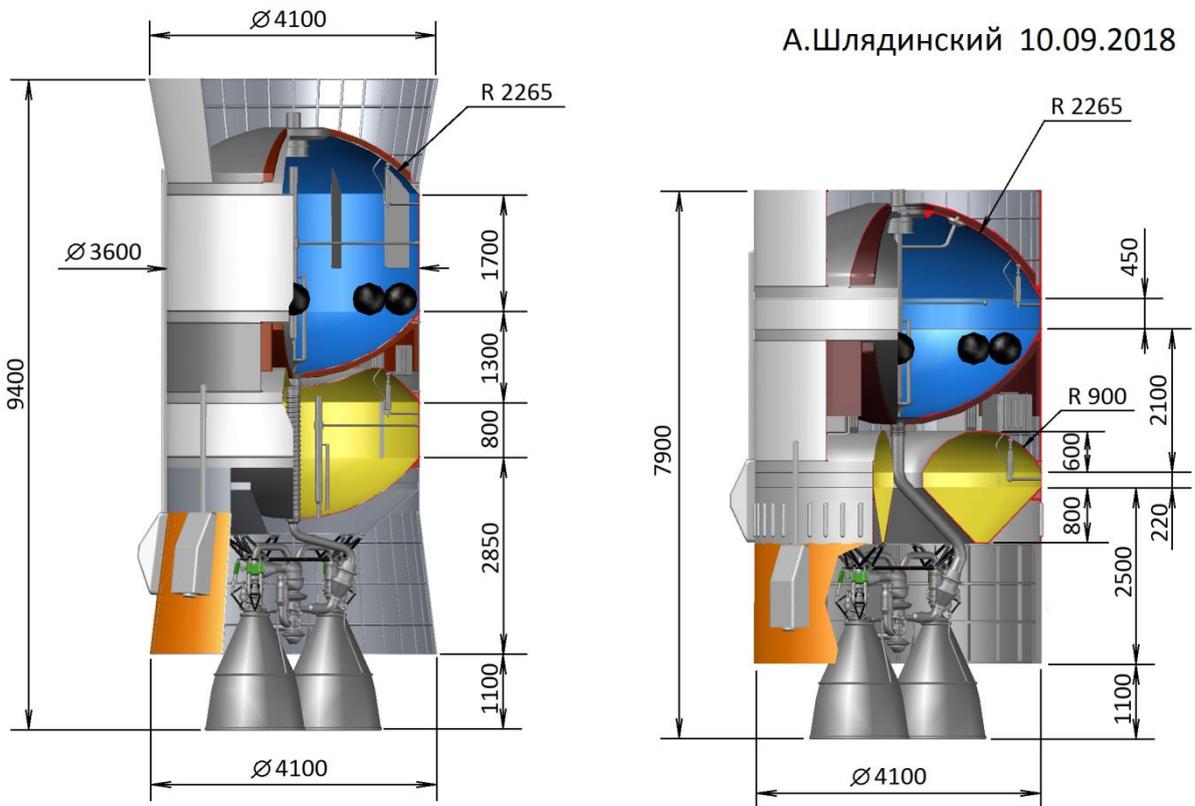


Рис. 17. Блок Б РН «Союз-4»
компоновка и габариты. Слева – в
диаметре 3600 мм, справа – 4100 мм

Космическая головная часть состоит из сборочно-защитного блока (СЗБ) в составе головного обтекателя и переходной системы ПГ (РБ), а также полезного груза. При необходимости используется разгонный блок. Первоначально предлагается использовать разгонные блоки серии «Фрегат», в т.ч. со сбрасываемым дополнительным баком. Для миссий с небольшой энергетикой может применяться блок выведения (БВ) «Волга». В перспективе возможно использование новых разгонных блоков.

6. Возможные варианты РН «Союз-4»

С целью сокращения затрат на разработку и производство, а также для придания большей гибкости в части варьирования грузоподъемности предлагается рассмотреть различные варианты комплектации РН блоками второй ступени:

Параметр	Вариант РН «Союз-4»			
	Союз-4	Союз-4.1а	Союз-4.1б	Союз-4УРМ-2
Блок 1-й ступени	Блок А			
Блок 2-й ступени	Блок Б	Блок И с РД0110	Блок И с РД0124	УРМ-2
Мст, т	310	297	≈300	312
Мпг на НОО*, кг	10384	8390	9847	9441
Мпг на ССО**, кг	6029	2676	4100	5081

*Н=200 км, $i=51.7^\circ$

**Н=600 км

Интересен вариант с УРМ-2 из-за близости масс рабочих запасов топлива. В случае некоторого снижения массы конструкции УРМ-2 это практически готовый блок второй ступени РН «Союз-4» с требуемыми параметрами. Варианты РН «Союз-4» с различными блоками 2-й ступени представлены на Рис.18. Вариант «Союз-4.1а/б» (с ГО под ТГК «Прогресс») показан на Рис.19.

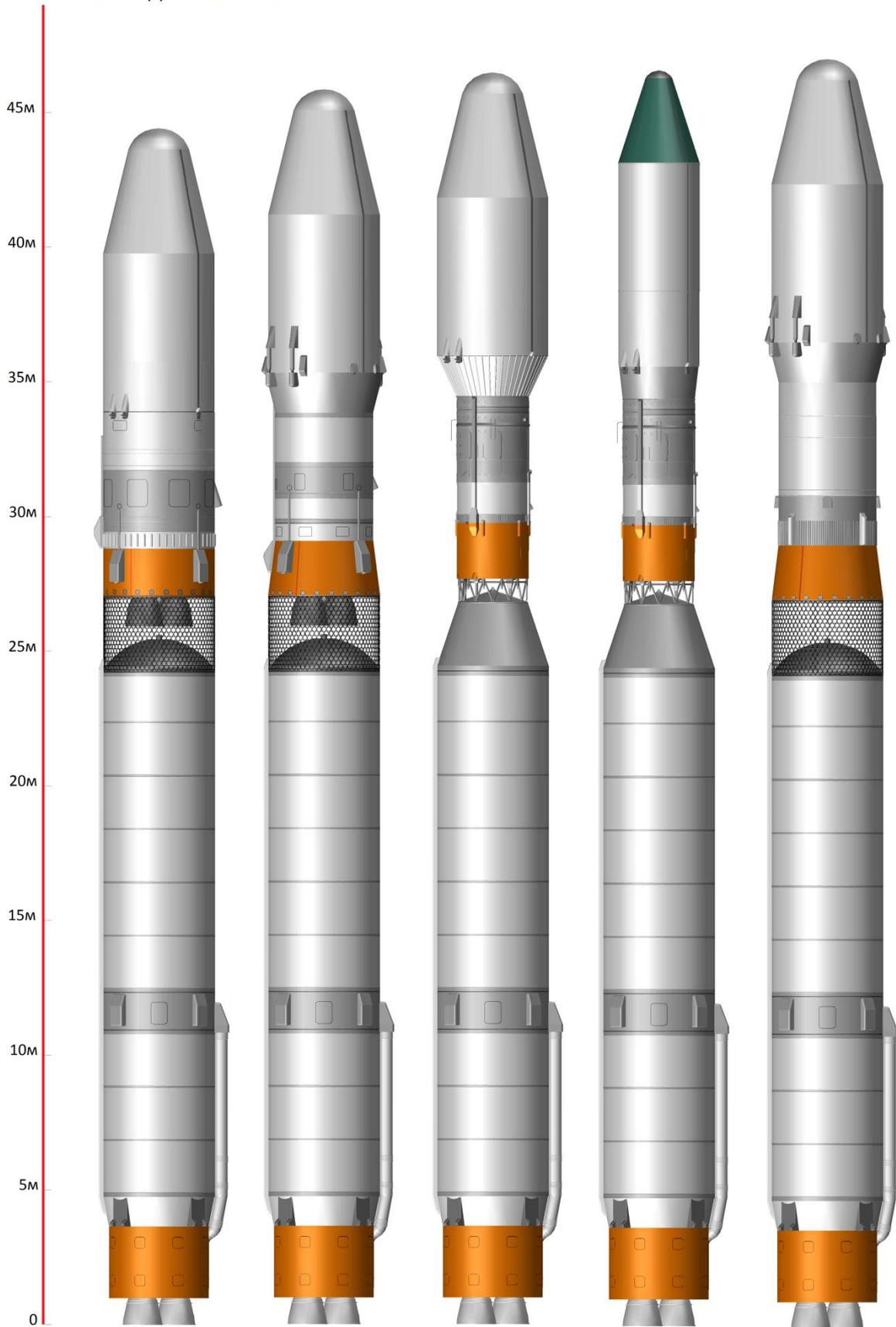


Рис. 18. Варианты РН «Союз-4». Слева – направо:
«Союз-4» с блоком Б (4100 мм); Союз-4 с блоком Б (3600 мм);
«Союз-4.1б»; «Союз-4.1а»; «Союз-4УРМ-2»

А.Шлядинский 08.09.2018



Рис. 19. РН «Союз-4.1а/б»

7. Экономика, наземная инфраструктура, место РН «Союз-4» в парке отечественных средств выведения

На основании модели Transcost («Астронавтика и ракетодинамика». Экспресс-информация ВНИТИ, №12, 1986 г.) оценена трудоемкость изготовления первых серийных образцов РН «Союз-4». Она равна примерно 724 человеко-года. Учитывая более простую конструкцию (меньше блоков, двигателей), а также более простую геометрию, чем у РН с «Союз-ФГ/Союз-2», можно полагать, что при достаточно стабильном выпуске (не менее 5-10 изделий в год) стоимость пуска РН «Союз-5» будет не выше, чем у «Союз-2».

Вопрос использования стартовой инфраструктуры КРК «Зенит-М» или «Союз-2» прорабатывается на стадии аванпроекта.

РН «Союз-4» может занять промежуточное (или переходное) положение от РН «Союз-2.1б» к РН «Союз-5» (Рис.20). В штатной комплектации «Союз-4» имеет на четверть более высокую грузоподъемность на НОО, чем «Союз-2.1б». Поэтому новый носитель сможет выводить те же полезные нагрузки. При этом на солнечно-синхронную орбиту выводится спутник массой до 6 т при прямом выведении, что не требует затрат топлива на довыведение собственной двигательной установкой КА (повышение срока активного существования).

«Союз-4» обеспечит возможность качественного наращивания энергетики средств выведения среднего класса. Например, при определенных доработках (увеличение рабочего запаса топлива РБ «Фрегат-МТ», использование «Фрегат-СБУ», оптимизация их конструкции) появляется возможность в одном пуске выводить два спутника типа «Глонасс-К2». Возможно заметное увеличение грузовых возможностей ТГК «Прогресс».

65м
60м
55м
50м
45м
40м
35м
30м
25м
20м
15м
10м
5м
0

А.Шлядинский 14.09.2018

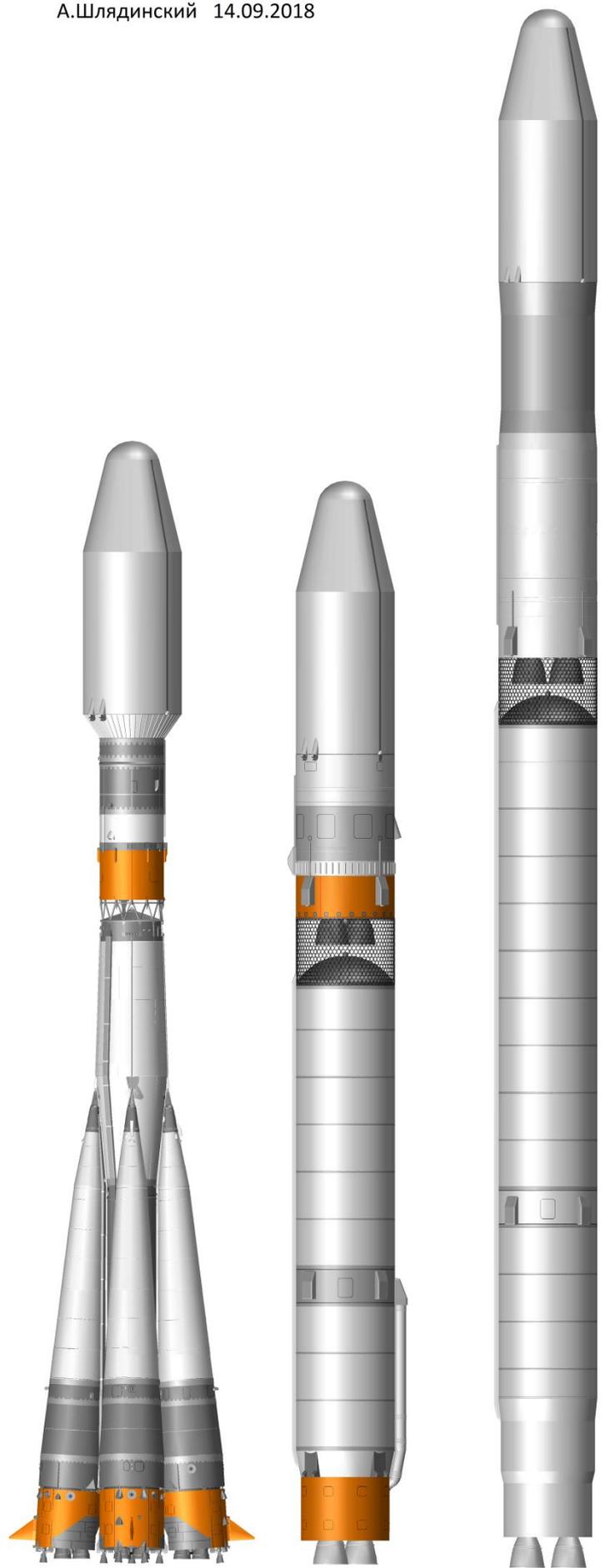


Рис.20. «Союз-2.1б»,
«Союз-4» и «Союз-5»