

Куренков В.И.

ПРИБЛИЖЁННАЯ ОЦЕНКА ГРУЗОПОДЪЕМНОСТИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ, СОСТАВЛЕННЫХ ИЗ СУЩЕСТВУЮЩИХ РАКЕТНЫХ БЛОКОВ

Введение. Одним из направлений проектно-конструкторской деятельности является создание ракет-носителей (РН), составленных из готовых ракетных блоков, которые используются в существующих ракетах-носителях различного типа. Ракеты-носители, созданные на основе использования существующих ракетных блоков не будут оптимальны по массе, но очевидны выгоды в экономическом плане и сокращение времени на разработку новой конфигурации ракеты-носителя.

Общеизвестным методическим подходом для оценки грузоподъёмности ракет-носителей является подход, основанный на составлении и интегрировании дифференциальных уравнения движения с заданными известными характеристиками ракетных блоков. Однако на начальных этапах проектирования актуальны приближённые методы оценки грузоподъёмности ракет-носителей, когда из многих вариантов необходимо выбрать ограниченное количество вариантов для дальнейшей более углублённой проработки. При этом составление уравнений движения и их интегрирование не требуется.

Суть методики оценки. На рисунке 1 приведены некоторые типовые схемы ракет-носителей, которые можно составить из различных ракетных блоков. На этой схеме введены следующие обозначения: Б1, Б2, Б3 – ракетные блоки соответственно первой, второй и третьей ступеней; ПН – полезная нагрузка.

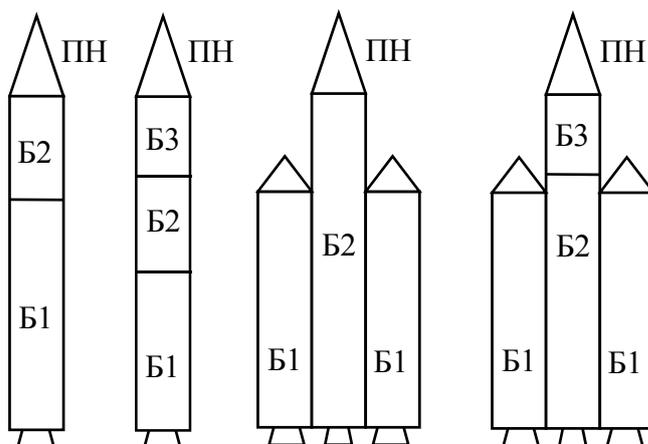


Рисунок 1 – Схемы ракет-носителей

В [1] было показано, что для оптимизации масс ракетных блоков и минимизации стартовой массы РН ставятся и решаются задачи математического программирования, в которых функции ограничений зависят от выбранной конфигурации РН. Для оценки грузоподъёмности РН, составленных из существующих ракетных блоков, задача оптимизации не ставится. В этом случае задача сводится к решению уравнений, которые получаются из соответствующих функций ограничений в задачах оптимизации. В отличие от функций ограничений [1], где варьируются параметры оптимизации, в задачах оценки грузоподъёмности РН используются конкретные характеристики ракетных блоков, а числа Циолковского выражаются через массы ступеней и топлива. Для каждой конфигурации РН рассматривается только одно уравнение, которое получается из функции ограничений путём замены неравенства на равенство. В каждом из таких уравнений имеется лишь один неизвестный параметр - масса полезной нагрузки. При составлении уравнения необходимо учитывать количество ракетных блоков, схему их соединения, соотношения сил тяги двигателей и некоторые другие параметры. Кроме того, необходимо оценить стартовую перегрузку, она должна быть в пределах 1,2...1,5.

Оценку грузоподъёмности ракеты-носителя рассмотрим на конкретных схемах и примерах для двухступенчатых ракет.

Схема с параллельным соединением ракетных блоков. Уравнение, построенное на основе функции ограничений [1], для данной схемы будет следующим:

$$V_x^{nomp} - \left(\frac{w_1 w_2 (1+a)}{w_2 + w_1 a} \right) \ln \left(\frac{m_{ПН} + 2m_{Б1} + m_{ГО} + m_{Б2} + m_{ад}}{m_{ПН} + 2m_{Б1} + m_{ГО} + m_{Б2} + m_{ад} - 2m_{Т1} - \Delta m_{Т2}} \right) -$$

$$- w_2 \ln \left(\frac{m_{ПН} + m_{Б2} + m_{ад} - \Delta m_{Т2}}{m_{ПН} + m_{Б2} + m_{ад} - m_{Т2}} \right) = 0, \quad (1)$$

где V_x^{nomp} - потребная характеристическая скорость ракеты-носителя, w_1 и w_2 - удельные импульсы двигателей соответственно ракетных блоков первой и второй ступеней, a - отношение сил тяг ракетных блоков второй ступени к первой, $m_{ПН}$ - масса полезной нагрузки, $m_{Б1}$ и $m_{Б2}$ - массы ракетных блоков первой и второй ступеней соответственно, $m_{ГО}$ - масса головного обтекателя (отнесена к первой ступени), $m_{ад}$ - масса адаптера (корпуса для крепления ПН), $m_{Т1}$ и $m_{Т2}$ - массы топлива ракетных блоков первой и второй

ступеней соответственно, Δm_{T2} - масса топлива, вырабатываемая из центрального блока (блока второй ступени) за время работы боковых блоков.

Масса Δm_{T2} рассчитывается по следующей зависимости:

$$\Delta m_{T2} = t_1 \dot{m}_{B2},$$

где t_1 - время работы боковых блоков, \dot{m}_{B2} - расход топлива из блока 2.

Характеристики V_x^{nomp} , m_{B1} , m_{B2} , m_{T1} , m_{T2} , t_1 и \dot{m}_{B2} считаются известными.

Решая уравнение (1) относительно параметра $m_{ПН}$, находим массу полезной нагрузки РН, составленной из данных ракетных блоков с известными характеристиками.

Если центральный и боковые ракетные блоки унифицированы (имеют одинаковую конструкцию), то в такой схеме должно быть предусмотрено дросселирование двигателя центрального блока. В противном случае данная схема равносильна одноступенчатой, что неприемлемо для вывода полезных нагрузок на околоземные орбиты.

Схема с последовательным соединением ракетных блоков. Для оценки грузоподъемности РН с такой схемой (рис. 1, слева) решается уравнение вида

$$V_x^{nomp} - w_1 \ln \left(\frac{m_{ПН} + m_{B1} + m_{ГО} + m_{B2} + m_{a\delta}}{m_{ПН} + m_{B1} + m_{ГО} + m_{B2} + m_{a\delta} - m_{T1}} \right) - w_2 \ln \left(\frac{m_{ПН} + m_{B2} + m_{a\delta}}{m_{ПН} + m_{B2} + m_{a\delta} - m_{T2}} \right) = 0 \quad (2)$$

относительно массы полезной нагрузки. Это уравнение также получено из уравнения ограничений [1] для рассматриваемой конфигурации РН с учётом выражения чисел Циолковского через массы.

Рассмотрим пример. Пусть требуется оценить грузоподъемность РН, состоящую из одного универсального ракетного блока, заимствованного из РН среднего класса повышенной грузоподъёмности (проект «Русь-М»), и блока «И» – из РН типа «Союз». Схема ракеты показана на рисунке 2.



Рисунок 2 – Схема ракеты с универсальным РБ и блоком «И»

Масса переходного отсека принята равной 450 кг, масса головного обтекателя – 1500 кг. Протокол расчёта в системе Mathcad приведён ниже.

Протокол расчета грузоподъемности РН

$$\begin{aligned}
 \text{mpn} &:= 4.6 & V_x &:= 8030 + 1350 + 150 & V_x &= 9.53 \times 10^3 & g_0 &:= 9.81 \\
 R_{1o} &:= g_0 \cdot 305.5 & R_{1o} &= 2.997 \times 10^3 & R_{1p} &:= g_0 \cdot 338.7 & R_{1p} &= 3.323 \times 10^3 \\
 w_1 &:= \frac{3043 + 3373}{2} & w_1 &= 3.208 \times 10^3 & w_2 &:= 3250 \\
 m_{b1} &:= 16.8 + 180.0 & m_{b2} &:= 25.4 & m_{g0} &:= 1.500 & m_{ad} &:= 0.450 \\
 m_{t1} &:= 180.0 & m_{t2} &:= 23.07 \\
 q &:= V_x - w_1 \cdot \ln\left(\frac{\text{mpn} + m_{b1} + m_{g0} + m_{b2} + m_{ad}}{\text{mpn} + m_{b1} + m_{g0} + m_{b2} + m_{ad} - m_{t1}}\right) - \\
 &\quad - w_2 \cdot \ln\left(\frac{\text{mpn} + m_{b2} + m_{ad}}{\text{mpn} + m_{b2} + m_{ad} - m_{t2}}\right) \\
 q &= -35.591 \\
 m_0 &:= \text{mpn} + m_{b1} + m_{g0} + m_{b2} + m_{ad} & m_0 &= 228.75 & n_{x0} &:= \frac{R_{1o}}{m_0 \cdot g_0} \\
 n_{x0} &= 1.336 & n_{x1\max} &:= \frac{R_{1p}}{(m_0 - m_{t1}) \cdot g_0} & n_{x1\max} &= 6.948
 \end{aligned}$$

Принятые обозначения: mpn – масса полезной нагрузки, V_x – характеристическая скорость, м/с (8030 – круговая скорость на высоте 200 км; 1350 – минимальное значение гравитационных и др. потерь скорости; 150 – запас по характеристической скорости), g_0 – ускорение силы земного притяжения, R_{1o} – сила тяги двигателей РБ первой ступени на Земле, R_{1p} – сила тяги ракетного двигателя РБ второй ступени в пустоте, w_1 и w_2 – удельные импульсы двигателей соответствующих РБ, m_{b1} – масса ракетного блока первой ступени, m_{b2} – масса ракетного блока второй ступени, m_{t1} и m_{t2} – массы топлива ракетных блоков первой и второй ступеней соответственно, q – превышение потребной характеристической скорости над располагаемой, m_0 – стартовая масса РН, n_{x0} – стартовая перегрузка, $n_{x1\max}$ – максимальная перегрузка на первой ступени.

Анализ результатов показывает, что грузоподъемность РН в данной конфигурации составляет 4,6 т, начальная перегрузка – 1,336. Максимальная перегрузка первой ступени составляет 6,95. Её можно снизить дополнительным дросселированием двигателя.

Если к данной конфигурации РН добавить РБ «Фрегат», то получится трёхступенчатая РН и её грузоподъемность увеличится до 5,6 т.

Рассмотрим второй пример. Оценить грузоподъемность РН, состоящую из центрального блока и блока «И», заимствованных из РН «Союз-2-2а». Потребную характеристическую скорость примем равной $V_x^{nomp} = 9680$ м/с. Характеристики ракетных блоков следующие: $w_1 = 3091$ м/с, $w_2 = 3260$ м/с, $m_{b1} = 142,938$ т, $m_{b2} = 25,7$ т, $m_{t1} = 131,2$ т,

$m_{T_2}=22,7$ т. В массу РБ первой ступени включена масса головного обтекателя, а в массу РБ второй ступени – масса адаптера для крепления ПН.

Решение уравнения типа (2) приводит к массе полезной нагрузки $m_{ПН}=3,00$ т. Протокол расчёта в этом примере не приводится.

При доработке конструкции ракетных блоков, например при уменьшении массы силового шпангоута в баке окислителя блока Д в РН типа «Союз-1» (за счёт «снятия» узлов, предназначенных для восприятия и передачи усилий от боковых блоков к центральному), можно повысить грузоподъёмность РН рассматриваемой конфигурации.

Отметим, что результат примерно соответствует грузоподъёмности РН «Союз-2-1в» с поправкой на то, что эта ракета-носитель запускала полезную нагрузку на более высокую орбиту с разгонным блоком «Волга» [2].

Расчет грузоподъёмности РН с другими соединениями различных ракетных блоков осуществляется аналогично. Для каждой конфигурации РН составляется своё уравнение на основе функций ограничений, рассмотренных в [1].

Выводы. Предложена методика приближённой оценки грузоподъёмности ракет-носителей, составленных из ракетных блоков с известными характеристиками. При этом составление уравнений движения и их интегрирование не требуется. Данная методика может быть использована на начальных этапах проектирования РН.

Библиографическое описание

1. Куренков, В.И. Выбор основных проектных характеристик и формирование конструктивного облика ракет-носителей: учебное пособие [Текст] / В.И.Куренков; под ред. д-ра техн. наук, проф. А.Н. Кирилина – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2015. – 458 с.
2. Афанасьев, И. Первый старт ракеты «Союз-2-1в». Драма со счастливым исходом. [Текст] / И. Афанасьев // Новости космонавтики. - № 3 (373). 2014. – С. 60-64.