

ОЦЕНКА ВЕСОВОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ПРИ СТАРТАХ С ДИРИЖАБЛЯ И САМОЛЁТОВ

© 2009 В. И. Куренков

Самарский государственный аэрокосмический университет

Предложена методика сравнительного анализа весовой эффективности стартов ракет-носителей с поверхности Земли, дирижаблей, дозвуковых, сверхзвуковых и гиперзвуковых самолётов. Методика основана на оценке экономии потребной характеристической скорости ракет-носителей, стартующих с дирижабля и самолётов, по сравнению с наземным стартом и определении минимальной стартовой массы ракеты с помощью оптимального перераспределения массы между ракетными блоками. Методика может быть использована на начальных этапах проектирования.

Ракета-носитель, полезная нагрузка, стартовая масса, дирижабль, самолёт, характеристическая скорость, оптимизация массы, ракетные блоки.

Стартовая масса ракеты-носителя (РН) и масса её полезной нагрузки зависят от многих взаимовлияющих факторов: грузоподъёмности дирижабля или самолёта, высоты и скорости их полёта, угла наклона траектории ракеты в момент старта, количества ступеней ракеты и схемы соединения и включения ракетных блоков, используемых компонентов топлива и двигателей, программы изменения угла наклона траектории [1].

Поэтому минимизация начальной массы РН при заданной массе полезной нагрузки (ПН) или максимизация массы ПН при заданной стартовой массе РН является сложной задачей, так как связана с учётом взаимовлияния элементов технической системы «дирижабль – ракета-носитель» или «самолёт – ракета-носитель». Задача минимизации стартовой массы РН осложняется ещё и тем, что на начальных этапах проектирования многие характеристики, которые необходимо использовать в расчетах, окончательно не определены. Поэтому целесообразно иметь методику хотя бы приближённой минимизации стартовой массы РН, которая требовала бы небольшое количество исходных данных.

В дальнейшем в качестве критерия весовой эффективности рассматриваемых видов стартов будем использовать критерий начальной массы РН.

Общая постановка задачи. Необходимо определить минимальное значение стар-

товой массы РН m_0 при заданной (фиксированной) массе выводимой на орбиту полезной нагрузки $m_{ПН}$ и ограничениях по характеристической скорости V_x :

$$m_0 \rightarrow \min \begin{cases} V_x^{номп} - V_x^{расн} \leq 0; \\ m_{ПН} = const, \end{cases}$$

где $V_x^{номп} - V_x^{расн} \leq 0$ - функция ограничения, выражающая условие неперевышения потребной характеристической скорости $V_x^{номп}$ над располагаемой $V_x^{расн}$.

Данная постановка задачи эквивалентна следующей постановке: найти минимальное значение отношения стартовой массы РН к массе полезной нагрузки $p_0 = m_0/m_{ПН}$ при тех же ограничениях:

$$p_0 = \frac{m_0}{m_{ПН}} \rightarrow \min \begin{cases} V_x^{номп} - V_x^{расн} \leq 0; \\ m_{ПН} = const. \end{cases} \quad (1)$$

Суть методики заключается в определении потребной характеристической скорости V_x для РН, стартующей с Земли, дирижабля или самолёта и расчёте массы m_0 с учётом оптимального распределения массы РН по ступеням.

Определение массы РН при наземном старте. Прежде всего следует отметить, что минимизация стартовой массы РН с использованием аналитических зависимостей возможна только для частных случаев, а именно для схемы с последовательным соединением ракетных блоков и одинаковыми удельными импульсами топлива и двигателей для всех ступеней РН [2].

В общем случае минимизация стартовой массы РН с учётом влияния множества факторов: различных схем соединения ракетных блоков (последовательное, пакетное, смешанное), конструктивных характеристик ракетных блоков, удельных импульсов, перелива компонентов топлива, соотношения сил тяги двигателей - возможна только численными методами. Методика минимизации стартовой массы РН и оптимизации массы ракетных блоков с учётом упомянутых факторов представлена в работе [3].

Для оценки начальной массы m_0 при старте с поверхности Земли должны быть определены или заданы:

- масса полезной нагрузки $m_{ПН}$;
- потребная характеристическая скорость V_x^{nomp} ;
- количество ступеней ракеты-носителя N ;
- схема соединения ракетных блоков (РБ);
- компоненты топлива для каждого РБ;
- удельные импульсы топлива и двигателя $J_{y\partial i}$ ($i = \overline{1, N}$);
- конструктивные характеристики РБ s_i ($i = \overline{1, N}$).

Конструктивная характеристика i -го РБ есть отношение его массы m_{Bi} к массе блока без топлива m_{Ti} :

$$s_i = \frac{m_{Bi}}{m_{Bi} - m_{Ti}}. \quad (2)$$

Расчёт потребной характеристической скорости производится по следующей зави-

симости:

$$V_x^{nomp} = V_{x\partial}^{nomp} + \Delta V_n,$$

где $V_{x\partial}^{nomp}$ - идеальная потребная характеристическая скорость; ΔV_n - суммарные потери характеристической скорости от действия гравитационных, аэродинамических сил и сил противодействия на срезе сопла двигателя, действующих на РН в полёте.

Идеальная потребная характеристическая скорость для вывода полезной нагрузки на опорную круговую орбиту радиусом r_{oo} вычисляется по следующей зависимости [2]:

$$V_{x\partial}^{nomp} = \sqrt{\mu_3 \left(\frac{2r_{oo}}{R_3} \right)}, \quad (3)$$

где $\mu_3 = 3,986 \cdot 10^5$ км/с² - гравитационная постоянная Земли; $R_3 = 6371,4$ км - средний радиус Земли.

Суммарные потери ΔV_n по статистике составляют от 1350 до 1650 м/с [3].

Рассчитаем минимальную стартовую массу РН.

Сначала на основе общей постановки задачи (1) должна быть сформулирована задача на поиск условного экстремума с конкретной целевой функцией и конкретной функцией ограничений.

Целевая функция p_0 , как показано в [3], выглядит следующим образом:

$$p_0 = 1 + \sum_{i=1}^N \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i, \quad (4)$$

$$\text{где } x_i = m_{Ti} / m_{ПН} - \quad (5)$$

отношение массы топлива i -й ступени к массе полезной нагрузки.

Вид функции ограничений зависит от количества ступеней РН и схемы соединения РБ. В частности, для последовательного соединения РБ она имеет вид [3]:

$$\begin{aligned}
 V_x^{nomp} - J_{y01} \cdot \ln \left(\frac{1 + \sum_{i=1}^N \frac{s_i}{(s_i - 1)} \cdot x_i}{1 + \sum_{i=1}^N \frac{s_i}{(s_i - 1)} \cdot x_i - x_1} \right) - \\
 - J_{y02} \cdot \ln \left(\frac{1 + \sum_{i=2}^N \frac{s_i}{(s_i - 1)} \cdot x_i}{1 + \sum_{i=2}^N \frac{s_i}{(s_i - 1)} \cdot x_i - x_2} \right) - \dots \leq 0. \quad (6)
 \end{aligned}$$

Для других видов соединений РБ функции ограничений представлены в работе [3].

Далее решается задача на поиск условного экстремума функции (4) с учетом ограничений (6). В результате решения отыскиваются значения аргументов $x_i^{opt} (i = \overline{1, N})$, которые соответствуют минимальному значению целевой функции (4).

Затем рассчитываются массы составных частей РН в последовательности:

- по (5) определяется масса топлива i -го РБ

$$m_{Ti} = m_{ПН} \cdot x_i; \quad (7)$$

- по (2) определяется масса i -го РБ

$$m_{Bi} = \frac{s_i}{(s_i - 1)} m_{Ti}; \quad (8)$$

- определяется масса конструкции i -го РБ

$$m_{Ki} = m_{Bi} - m_{Ti}; \quad (9)$$

- определяется стартовая масса РН

$$m_{01} = m_{ПН} + \sum_{i=1}^N m_{Bi}. \quad (10)$$

Полученная начальная масса РН будет минимальна, а распределение массы РН по ступеням - оптимальным.

Определение потребной характеристической скорости для РН при воздушном старте. Проведём определение V_x с учётом

её экономии в связи с воздушным стартом, которая возникает, во-первых, из-за старта РН с некоторой высоты и, во-вторых, из-за того, что дирижабль или самолет летят с определённой скоростью.

В свою очередь, экономия V_x из-за старта РН с некоторой высоты имеет две составляющие:

- экономия из-за изменения потенциальной энергии РН;

- экономия из-за уменьшения потерь от гравитационных, аэродинамических сил и сил противодействия на срезе сопла двигателя.

Экономия V_x из-за изменения потенциальной энергии РН, которую обозначим через ΔV_1 , рассчитывается как разность идеальных потребных характеристических скоростей при наземном и воздушном стартах

$$\Delta V_1 = \sqrt{\frac{\mu_3}{r_{oo}} \left(\frac{2r_{oo}}{R_3} \right)} - \sqrt{\frac{\mu_3}{r_{oo}} \left(\frac{2r_{oo}}{R_3 + H_c} \right)}, \quad (11)$$

где H_c - высота старта РН.

В правой части этого выражения первый член представляет собой формулу (3), а второй член – модифицированную формулу (3) с учётом высоты воздушного старта.

Расчёты показывают, что экономия скорости ΔV_1 мала. Например, для высоты старта 12 км она составляет всего лишь 14,7 м/с, а для высоты 17 км – 20,8 м/с. Поэтому в первом приближении её можно не учитывать.

Экономия потребной характеристической скорости V_x , возникающей из-за уменьшения потерь от гравитационных, аэродинамических сил и сил противодействия на срезе сопла двигателя, обозначим через ΔV_2 . Эту экономию можно определить, зная потребную характеристическую скорость РН для достижения высоты воздушного старта. По данным [4] для достижения высот 10...12 км и для различного количества ступеней и схем соединения ракетных блоков РН эта скорость составляет

$$\Delta V_2 = 500 \dots 600 \text{ м/с} . \quad (12)$$

Экономия потребной характеристической скорости ΔV_2 можно также приближённо оценить, если учесть, что основные потери скорости РН связаны с действием сил гравитации, а угол наклона траектории меняется от 90° на небольших высотах до $40^\circ \dots 50^\circ$ градусов на высотах 10...12 км. По статистике [4] для различных РН (исключая конверсионные) время достижения таких высот составляет 60...70 секунд (РН «Союз» - 64 с, РН «Зенит» - 63 с, РН «Энергия» - 65 с). Среднее значение угла наклона траектории составляет $67^\circ \dots 70^\circ$. Следовательно, потери скорости от действия гравитации составят:

$$\Delta V_G = g_0 \cdot t \cdot \sin(65^\circ \dots 70^\circ) \approx (520 \dots 610) \text{ м/с} .$$

Более точно экономию потребной характеристической скорости от действия сил гравитации и других сил можно получить, интегрируя уравнения движения конкретной РН. Для проектных расчетов достаточно интегрирования упрощённых уравнений движения [3].

Определим экономию V_x в связи с полётом дирижабля или самолёта с определённой скоростью. Обозначим эту экономию через ΔV_3 .

Рассмотрим пуск РН с дирижабля, который может двигаться при старте ракеты только горизонтально со скоростью примерно до 200 км/час или 55,5 м/с. Реальная экономия потребной характеристической скорости ΔV_3 будет несколько меньше скорости дирижабля, так РН должна сменить направление полета с горизонтального на наклонный.

Рассмотрим пуск РН с самолёта. В работе [1] отмечается, что перед пуском РН самолёт должен сделать горку с максимально возможным углом наклона траектории, который составляет $20^\circ \dots 30^\circ$. Время интенсивного разворота РН составляет примерно 20 секунд при изменении угла наклона траектории РН от стартового значения до опти-

мального программного $50^\circ \dots 60^\circ$ [1]. Реальная экономия ΔV_3 будет также несколько меньше скорости самолёта. Однако в процентном отношении её следует ожидать большей из-за начального угла наклона траектории по сравнению с горизонтальным пуском РН с дирижабля.

Для учёта влияния пуска РН на экономию характеристической скорости ΔV_3 введём эмпирический коэффициент $k_{\text{вс}}$:

$$\Delta V_3 = k_{\text{вс}} V_{\text{нос}} , \quad (13)$$

где $V_{\text{нос}}$ - скорость дирижабля или самолёта.

Суммарная экономия потребной характеристической скорости при воздушном старте определится по следующей зависимости:

$$\Delta V = \Delta V_1 + \Delta V_2 + \Delta V_3 . \quad (14)$$

Определение потребной массы РН при воздушном старте. Будем считать, что $V_x^{\text{номп}}$ для РН при воздушном старте определена с учётом высоты и скорости дирижабля или самолёта.

Последовательность определения массы РН при воздушном старте совпадает с последовательностью, используемой при наземном старте. Целевая функция имеет вид (4), а при воздушном старте изменится лишь функция ограничений, в которой должна учитываться экономия характеристической скорости ΔV :

$$V_x^{\text{номп}} - \Delta V - V_x^{\text{расн}} \leq 0 . \quad (15)$$

Определение масс составных частей ракеты-носителя и стартовой массы ракеты производится по тем же зависимостям и в той же последовательности, что и в случае наземного старта.

Результаты расчётов. На рис. 1 представлены результаты расчётов стартовой массы РН с последовательным соединением РБ при наземном и воздушном стартах. Масса полезной нагрузки во всех случаях одинакова и составляла 2,5 т.

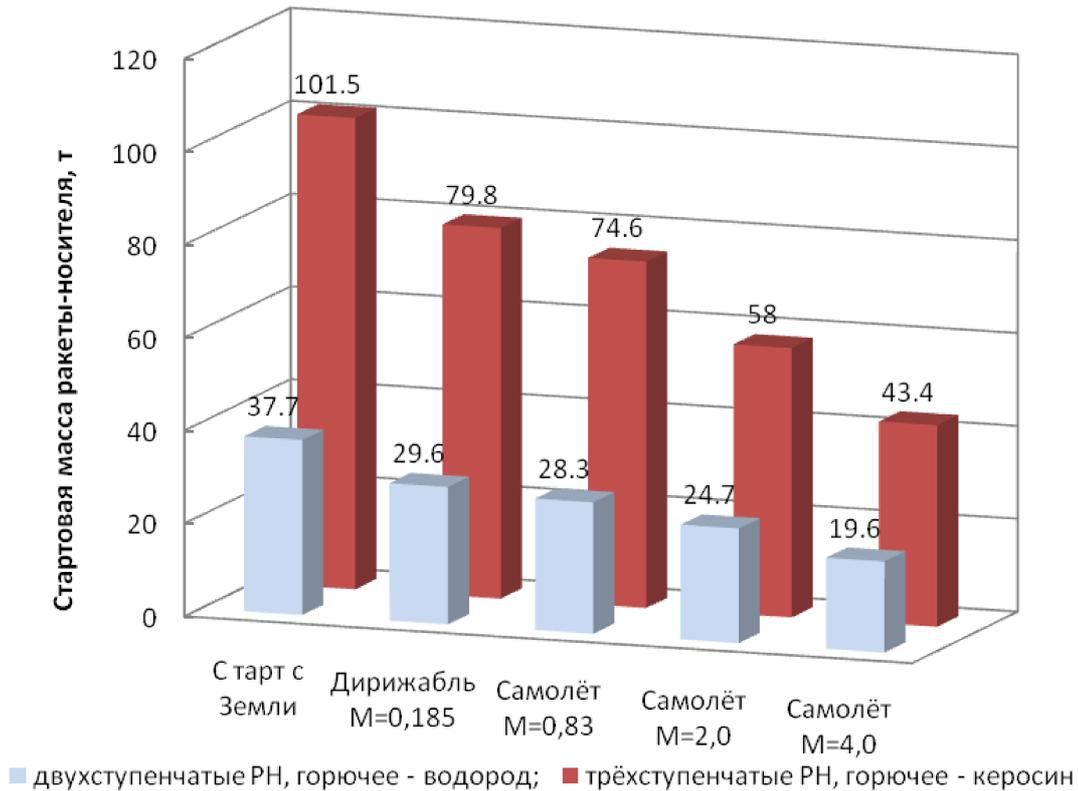


Рис. 1. Влияние вида старта и топлива на начальную массу РН при заданной массе полезной нагрузки

Рассмотрены две группы РН: трёхступенчатые с компонентами топлива «керосин - жидкий кислород» и двухступенчатые с компонентами топлива «жидкий водород - жидкий кислород». Цифры над столбиками диаграммы означают стартовую массу ракет-носителей.

Расчёты и оптимизация проводились по вышеизложенной методике с использованием системы Mathcad. Составляющая экономии потребной характеристической скорости РН, возникающая при воздушных стартах вследствие снижения потерь от сил гравитации, аэродинамических сил и сил противодействия на срезе сопла двигателя, рассчитывалась с помощью специального программного обеспечения, построенного в среде Delphi на основе интегрирования упрощённых уравнений движения.

Предварительно масса полезной нагрузки варьировалась и была подобрана таким образом, чтобы начальная масса трёхступенчатой РН при наземном старте составляла примерно 100 тонн, что облегчает сравнение начальных масс РН в процентах.

Скорость полёта самолётов составляла $M = 0,185; 0,83; 2,0; 4,0$, где M – число Маха. Высота полёта для самолётов со скоростью $M = 0,185; 0,83; 2,0$ составляла 12 км, для самолёта со скоростью $M = 4,0$ принималась равной 17 км. Эмпирический коэффициент $k_{вс}$ принимался для дирижабля 0,8, а для самолётов - 0,9. Конструктивные характеристики РБ для трёхступенчатой РН первой, второй и третьей ступени составляли соответственно: $s_1 = 12, s_2 = 10, s_3 = 8$, а для двухступенчатой РН - $s_1 = 10, s_2 = 8$.

Анализ результатов показывает, что чем больше скорость и высота полёта дирижабля или самолёта, тем меньшая масса РН требуется для вывода фиксированной полезной нагрузки. Наиболее эффективным в весовом отношении является старт с гиперзвукового самолёта при $M=4$ с компонентами топлива «жидкий водород - жидкий кислород».

Однако следует отметить, что использование водорода в качестве горючего РН влечёт за собой увеличение ее габаритов по сравнению с РН, использующими в качестве

горючего керосин. Это увеличение происходит несмотря на уменьшение стартовой массы РН. Это объясняется тем, что средняя плотность топлива с учётом соотношения компонентов у пары «керосин - жидкий кислород» выше, чем у пары «жидкий водород – жидкий кислород», примерно в пять раз (1000 кг/м^3 и 200 кг/м^3 соответственно).

На рис. 2 представлены результаты расчётов объемов РН для исходных данных, использовавшихся при расчете масс.

Анализ результатов показывает, что потребный объём для реализации РН, использующих водород, значительно превышает объём РН, использующих керосин. Поскольку при использовании конкретных типов самолётов габаритные размеры РН могут быть критичными с учётом её расположения по отношению фюзеляжа (над, внутри, под), то при выборе компонентов топлива с учётом удельного импульса и средней плотности топлива необходимо пользоваться комплексный критерий эффективности, предложенный в [3].

Кроме того, при проектировании необходимо учитывать, что самолёты должны

включать дополнительное оборудование для подпитки постоянно испаряющихся низкокипящих компонентов топлива. Это оборудование сложнее и тяжелее в случае, когда в качестве горючего используется жидкий водород.

В заключение отметим, что на практике воздушные старты реализованы только по программе «звёздных войн», а именно, для перехвата низкоорбитальных космических аппаратов. Проблема практической реализации проектов воздушных стартов для «мирного космоса» связана с экономическим аспектом создания сложной технической системы, в которой появляются новые элементы, в том числе дирижабли или самолёты специального назначения. Для своего создания и эксплуатации они требуют не меньших ресурсов (финансовых, материальных и людских) и времени, чем создание РН с наземным стартом. Поэтому при принятии окончательного решения о реализации тех или иных проектов воздушного старта помимо оптимизации стартовой массы РН необходимо проводить подробные исследования по оценке экономической эффективности.

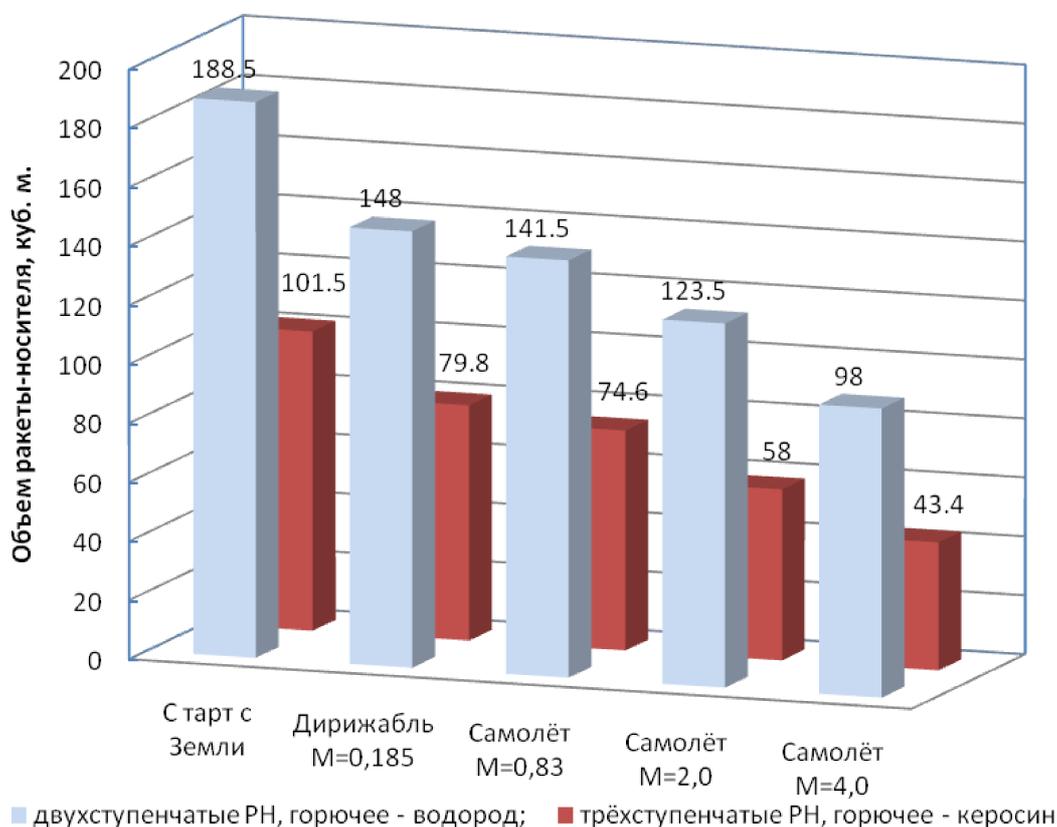


Рис. 2. Влияние вида старта и топлива на объем РН при заданной массе полезной нагрузки

Библиографический список

1. Баллистические ракеты и ракеты-носители: пособие для студентов вузов / О. М. Алифанов, А. Н. Андреев, В. Н. Гушин и др. / Под ред. О. М. Алифанова. – М.: Дрофа, 2004. - 512 с.

2. Белоконов, В. М. Расчет характеристик летательных аппаратов с применением ЭВМ: учеб. Пособие / В. М. Белоконов, В. А. Вьюжанин. – Куйбышев, КУАИ, 1987. – 68 с.

3. Куренков, В. И. Выбор основных проектных характеристик и конструктивно-го облика ракет-носителей: учеб. пособие / В. И. Куренков, Л. П. Юмашев. / под ред. чл.-корр. РАН Д. И. Козлова. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2005. - 239 с.

4. International reference guide to space launch systems. Third edition. Steven J. Isakowitz, Joseph P. Hopkins Jr., Joshua B. Hopkins. Corporate Sponsors Lockheed Martin Corporation The Boeing Company. Published and distributed by American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) 1801. Alexander Bell Drive, Suite 500 Reston, Virginia 20191-4344.

References

1. Ballistic missiles and boosters/ O.M.Alifanov, A.N.Andreev, V.N.Gushyn et al - edited by O.M.Alifanov.-M.: Publishing house Drofa, 2004.-512 p.

2. Kurenkov, V.I. Selection of fundamental ratings and design configuration of boosters/ V.I.Kurenkov, L.P.Yumashev - edited by corresponding member of Russian Academy of sciences D.I.Kozlov. Samara: Publishing house of SSAU, 2005.-239 p.

3. Belokonov, V.M. Computer-aided evaluation of space vehicles characteristics/ V.M.Belokonov, V.A.Vyujanyn.-Kuybishev, KuAI, 1987.-68 p.

4. International reference guide to space launch systems. Third edition. Steven J. Isakowitz, Joseph P. Hopkins Jr., Joshua B. Hopkins. Corporate Sponsors Lockheed Martin Corporation The Boeing Company. Published and distributed by American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) 1801. Alexander Bell Drive, Suite 500 Reston, Virginia 20191-4344.

ASSESSING WEIGHT EFFICIENCY OF CARRIER ROCKETS LAUNCHED FROM DIRIGIBLES AND AIRPLANES

© 2009 V. I. Kurenkov

Samara State Aerospace University

A method of comparative analysis of weight efficiency of carrier rocket launches from the Earth's surface, dirigibles, subsonic, supersonic and hypersonic airplanes is proposed. The method is based on assessing the savings in the required characteristic velocity of carrier rockets launched from dirigibles and airplanes as compared to ground launches and determining the minimal launching mass of the rocket by optimal mass redistribution among the rocket units. The method can be used at the initial stages of design.

Carrier rocket, payload, launching mass, dirigible, airplane, characteristic velocity, mass optimization, rocket units.

Информация об авторе

Куренков Владимир Иванович, доктор технических наук, профессор кафедры летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет. Область научных интересов: методы проектирования космических аппаратов и ракет-носителей. E-mail: kvi.48@mail.ru.

Kurenkov, Vladimir Ivanovitch, doctor of technical sciences, professor, professor of aircraft design department, Samara State Aerospace University. Area of research: methods of designing space vehicles and carrier rockets. E-mail: kvi.48@mail.ru.