

ТРАЕКТОРИИ ДВИЖЕНИЯ СВЕРХЗВУКОВОГО САМОЛЁТА КАК ПЕРВОЙ СТУПЕНИ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

© 2009 В. Л. Балакин, В. И. Потапов

Самарский государственный аэрокосмический университет

Исследуется движение сверхзвукового самолёта как первой ступени авиационно-космической системы при выполнении манёвра «динамическая горка» с целью набора максимальной высоты при заданном угле наклона траектории.

Авиационно-космическая система, первая ступень, сверхзвуковой самолёт, манёвр «динамическая горка».

Расширение рынка пусковых услуг для вывода на околоземные орбиты малых полезных нагрузок привело к обсуждению и разработке проектов авиационно-космических систем (АКС) на базе сверхзвуковых самолётов, среди которых можно выделить «Ишим» (Россия – Казахстан) [1, 2] и RASCAL (Responsive Access, Small Cargo, Affordable Launch, США) [3, 4]. В проекте «Ишим» в качестве первой ступени АКС предлагалось использовать тяжёлый сверхзвуковой истребитель МиГ-31И. В рамках проекта RASCAL разрабатывается сверхзвуковой самолёт-разгонщик MPV (Mass Injection Pre-Compressor Cooling – Powered Vehicle) – «Аппарат с охлаждаемыми двигателями». Возможно использовать в качестве первой ступени АКС сверхзвуковой дальний барражирующий самолёт-перехватчик, проект которого приведён в [5].

Математическая модель движения самолета

Движение самолёта как материальной точки постоянной массы в вертикальной плоскости в однородном поле тяжести и неподвижной атмосфере определяется системой дифференциальных уравнений:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= g \cdot \left[\frac{P_0}{mg} \cdot f \cdot \xi(M, H) - C_{xa}(M, C_{ya}) q \frac{S}{mg} - \sin \theta \right], \\ \frac{d\theta}{dt} &= g \cdot \left[\frac{C_{ya}(\alpha) q}{V} \cdot \frac{S}{mg} - \frac{\cos \theta}{V} \right], \\ \frac{dH}{dt} &= V \cdot \sin \theta. \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

Здесь V – скорость; θ – угол наклона траектории; H – высота; P_0 – статическая тяга (при $H=0$ и $V=0$); m – масса; g – ускорение свободного падения; f – постоянный коэффициент, учитывающий форсирование тяги; $\xi(M, H)$ – высотно-скоростная характеристика двигателя; M – число Маха; C_{xa} – коэффициент силы лобового сопротивления; C_{ya} – коэффициент аэродинамической подъёмной силы: $C_{ya} = C_{ya}^\alpha \cdot \alpha$, C_{ya}^α – производная коэффициента подъёмной силы по углу атаки; $q = \frac{\rho V^2}{2}$ – скоростной напор; ρ – плотность воздуха; S – площадь крыла; t – время.

В качестве управления используется коэффициент подъёмной силы C_{ya} , который не может превышать заданного предельного значения $C_{ya}^{пред}$.

Манёвр «динамическая горка»

Стандартная схема манёвра «горка» с целью набора высоты состоит из трёх участков.

Первый участок. «Вход в горку» – переход из режима установившегося горизонтального полёта в режим набора высоты. Он характеризуется двумя параметрами: постоянной перегрузкой n_{ya} , с которой выполняется манёвр и которая превышает единицу, и углом наклона траектории в конце первого участка $\theta_{горки}$.

Коэффициент подъёмной силы определяется следующим образом:

$$C_{ya1} = \frac{n_{ya} mg}{q \cdot S}. \quad (2)$$

Условием перехода ко второму участку является достижение углом наклона траектории значения $\theta_{горки}$. Если в процессе интегрирования дифференциальных уравнений (1) коэффициент C_{ya} , определяемый согласно (2), оказывается больше значения $C_{ya}^{пред}$, то принимается, что $C_{ya} = C_{ya}^{пред}$. В этом случае второй участок отсутствует, и полёт самолёта будет происходить в соответствии с третьим участком.

Второй участок. Самолёт набирает высоту с постоянным углом наклона траектории $\theta_{горки}$. Из условия $\frac{d\theta}{dt} = 0$ коэффициент подъёмной силы определяется следующим образом:

$$C_{ya2} = \frac{mg \cdot \cos \theta_{горки}}{q \cdot S}.$$

Третий участок. «Выход из горки» начинается при достижении коэффициентом подъёмной силы значения $C_{ya}^{пред}$ и продолжается с этим значением до достижения нулевого угла наклона траектории ($\theta_k = 0$).

Манёвр «динамическая горка» для достижения больших высот полёта реализуется с уменьшением скорости, т.е. за счёт перевода части начальной кинетической энергии самолёта в потенциальную. Желательно, чтобы на полученной в результате манёвра конечной высоте H_k скорость самолёта V_k была не меньше так называемой эволютивной скорости, при которой ещё возможно управление самолётом с помощью аэродинамических поверхностей.

Определение параметров управления.

При фиксированном значении перегрузки n_{ya} для поиска оптимального угла $\theta_{горки}$, при котором обеспечивается максимальная конеч-

ная высота полёта H_k при нулевом угле наклона траектории θ_k , используется метод градиентов.

В качестве целевой функции принята зависимость конечной высоты от угла $\theta_{горки}$, т.е. функция одной переменной:

$$H_k = f(\theta_{горки}).$$

Первоначально определяется градиент целевой функции, то есть её производная по независимой переменной

$$\text{grad} H_k(\theta_{горки}) = \frac{\partial H_k}{\partial \theta_{горки}}.$$

Так как данная функция получена в результате численного интегрирования и поэтому не может быть задана аналитически, производная определяется через конечные разности:

$$\frac{\partial H_k}{\partial \theta_{горки}} = \frac{\Delta H_k}{\Delta \theta_{горки}} = \frac{H_k(\theta_{горки} + \delta \theta_{горки}) - H_k(\theta_{горки})}{\delta \theta_{горки}},$$

где $\delta \theta_{горки}$ - приращение по независимой переменной $\theta_{горки}$.

После того, как градиент найден, совершается шаг в направлении антиградиента: $-\text{grad} H_k(\theta_{горки})$.

Переход из одной точки в другую в направлении антиградиента осуществляется по соотношению

$$\theta_{горки}^{k+1} = \theta_{горки}^k - h^k \frac{\partial H_k}{\partial \theta_{горки}},$$

где $\theta_{горки}^{k+1}$ - значение $\theta_{горки}$ на $k+1$ -ом шаге, $\theta_{горки}^k$ - значение $\theta_{горки}$ на k -ом шаге, h^k - величина, характеризующая длину k -го шага, $k = 0, 1, 2, \dots$

Результаты моделирования набора высоты

В качестве базового варианта первой ступени АКС был принят аналог самолёта МиГ-31И. Начальные условия манёвра (высота и скорость) соответствуют горизон-

тальному полёту для форсажного режима работы двигателей и должны обеспечивать полную энергию самолёта, близкую к максимальной. Методом потребных и располагаемых тяг определены следующие начальные условия манёвра: $H_n = 17,5$ км и $M_n = 2,8$. При наборе высоты двигатели работают до высоты $H = 21$ км, значение $C_{ya}^{пред}$ принято равным единице.

Нулевой угол наклона траектории. Рассмотрим возможный случай запуска ракеты в верхней точке траектории манёвра при $\theta_k = 0$.

Для определения начального приближения $\theta_{горки}^0$ проведён параметрический анализ конечной высоты H_k от величины перегрузки n_{ya} (от 2 до 5) и значения угла наклона траектории $\theta_{горки}$ (от 20° до 40°).

Моделирование показало, что наилучшим начальным приближением является $\theta_{горки}^0 = 30^\circ$ и $n_{ya} = 2$. Соответствующие зависимости высоты H , числа M , угла наклона траектории θ и коэффициента подъёмной силы C_{ya} от времени t представлены на рис. 1.

С использованием метода градиентов получено, что наибольшая конечная высота

$H_k = 28,9$ км достигается при перегрузке $n_{ya} = 2,02$ и угле набора $\theta_{горки} = 30,6^\circ$. Соответствующие зависимости высоты H , числа M , угла наклона траектории θ и коэффициента подъёмной силы C_{ya} от времени t представлены на рис. 2.

Сравнительный анализ траекторий, параметры которых приведены на рис. 1 и 2, показывает, что, несмотря на небольшое различие в параметрах манёвра, они принципиально отличаются друг от друга. Для наилучшего начального приближения имеется второй участок набора высоты с постоянным углом наклона траектории (AB на рис. 1). При максимальной конечной высоте коэффициент C_{ya} достигает предельного значения $C_{ya}^{пред}$ на первом участке – «входе в горку». Второй участок отсутствует, и происходит переход к третьему участку – «выходу из горки» (рис. 2).

Таким образом, анализ результатов моделирования показывает, что максимальная конечная высота достигается при «плавном» входе самолёта в траекторию манёвра с небольшими перегрузками ($n_{ya} \approx 2$) и углом наклона траектории ($\theta_{горки} \approx 30^\circ$). Это объясняется тем, что при «крутом» входе с большими перегрузками резко увеличивается тре-

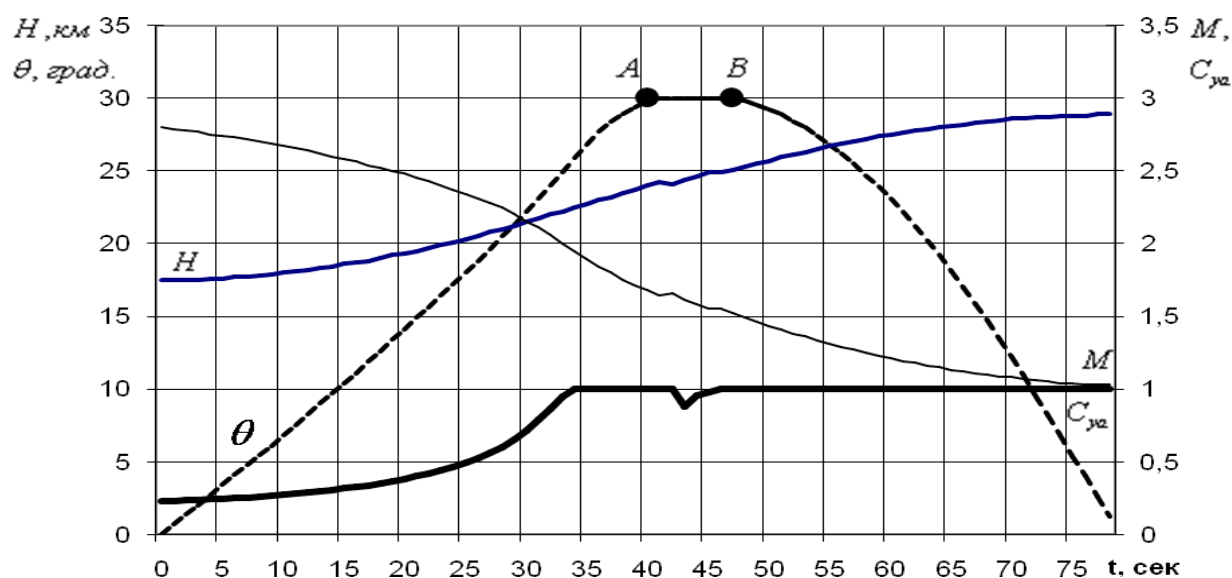


Рис. 1. Зависимости H , M , θ и C_{ya} от времени для $n_{ya} = 2$ и $\theta_{ya} = 30^\circ$

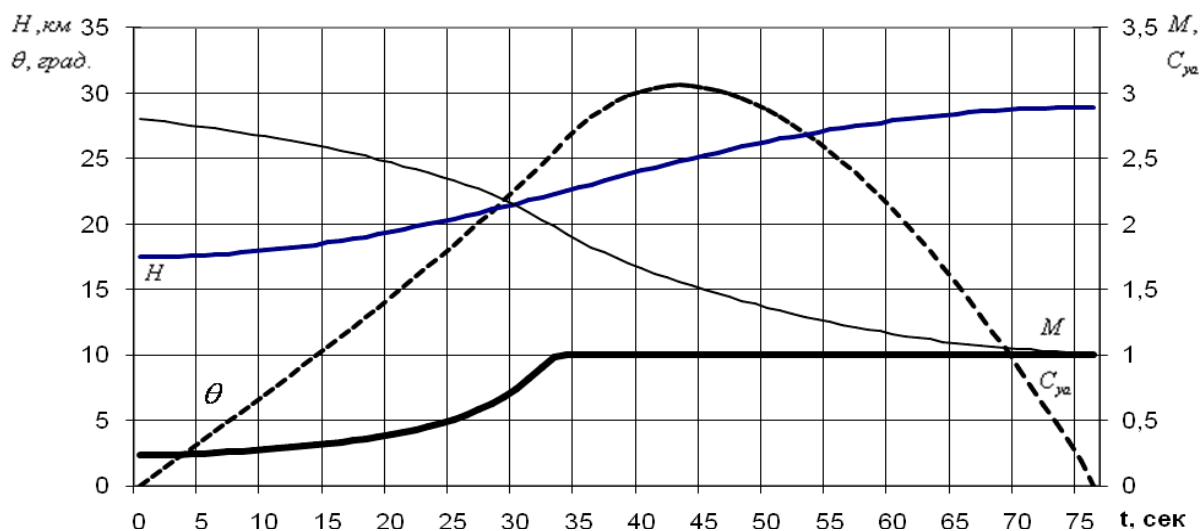


Рис. 2. Зависимости H , M , θ и C_{ya} от времени для $n_{ya} = 2,02$ и $\theta_{ya} = 30,6^\circ$

буемое значение угла атаки. Это вызывает значительное увеличение коэффициента силы лобового сопротивления и, как следствие, большие потери кинетической энергии, которая должна перейти в потенциальную.

Ненулевой угол наклона траектории.

Рассмотрим основной вариант запуска ракеты под некоторым положительным углом

наклона траектории. В этом случае манёвр имеет только два первых участка: «вход в горку» и прямолинейный набор высоты, а третий участок - «выход из горки» - отсутствует.

Результаты расчётов для базового варианта первой ступени приведены в табл. 1 и на рис. 3.

Таблица 1. Максимально возможные углы запуска и конечные условия движения

n_{ya}	$\theta_k, град$	$V_k, м/с$	$H_k, км$
2	30,6	455	24,9
3	38,5	415	24,4
4	41,5	378	23,5
5	42,2	370	22,9

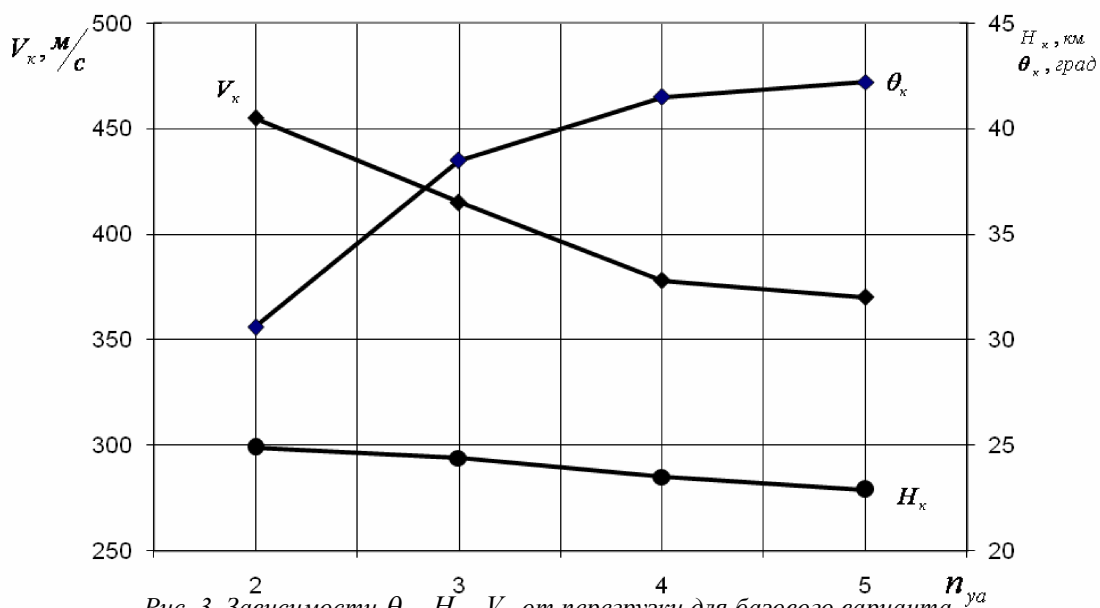


Рис. 3. Зависимости θ_k , H_k , V_k от перегрузки для базового варианта

Из этих результатов следует, что с ростом перегрузки максимальный угол наклона траектории существенно увеличивается (на 12°), а конечные значения высоты и скорости рассматриваемого участка манёвра уменьшаются (соответственно на 2 км и на 85 м/сек) в силу причин, указанных при анализе набора высоты с нулевым конечным углом наклона траектории.

Поэтому если для оптимальной траектории второй (ракетной) ступени АКС при её запуске требуется сравнительно небольшой начальный угол наклона траектории, равный примерно 30° , то целесообразно использовать небольшую перегрузку ($n_{ya} = 2$), так как при этом обеспечиваются большие конечные значения высоты и скорости. Для больших значений угла наклона траектории при запуске второй ступени необходимы и большие перегрузки ($n_{ya} = 5$) при соответствующем уменьшении конечных значений высоты и скорости.

Таким образом, для критерия максимума полезной нагрузки, выводимой на орбиту конкретной АКС, требуется совместная оптимизация программ управления первой (самолётной) и второй (ракетной) ступеней.

В заключение обсудим влияние улучшения аэродинамических характеристик (в со-

ответствии с проектом дальнего барражирующего перехватчика) и характеристик двигателей (в соответствии с проектом RASCAL) на траектории первой ступени АКС.

Как и следовало ожидать, улучшение аэродинамических характеристик приводит к увеличению максимального конечного угла наклона траектории (от 1° до 11° в зависимости от перегрузки) с одновременным увеличением конечной высоты и конечной скорости (рис. 4).

Для проектируемого сверхзвукового самолёта-разгонщика MPV за счёт увеличения тяговооружённости до двух единиц и улучшения высотно-скоростных характеристик существующего двигателя Pratt & Whitney F100-PW-229 предполагается возможность набора высоты 40 км при достижении скорости, соответствующей 4М. Для этих принципиально новых по сравнению с существующими сверхзвуковыми самолётами условий полёта целесообразно определение оптимальных траекторий (вне схемы манёвра «динамическая горка») с использованием методов оптимального управления, например принципа максимума Понтрягина, как это сделано в [6, 7] при рассмотрении набора высоты с разгоном гиперзвукового летательного аппарата с ракетно-турбинным пароводородным двигателем.

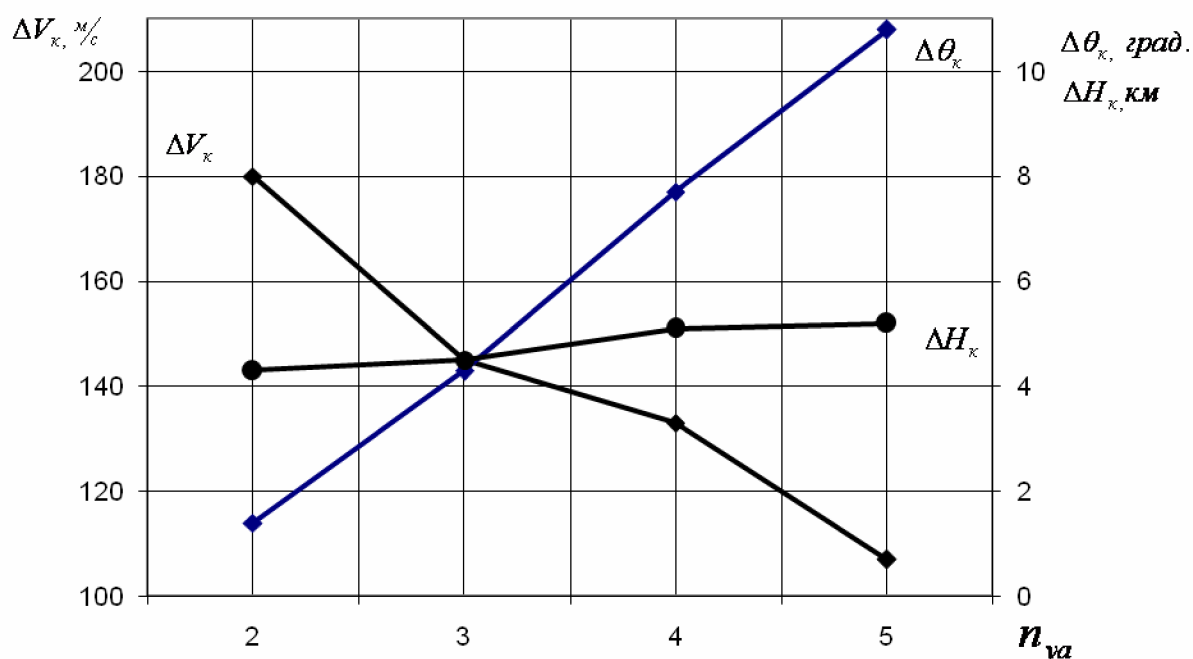


Рис. 4. Увеличение значений θ_k , H_k , V_k для самолёта с улучшенной аэродинамикой по сравнению с базовым вариантом

Библиографический список

1. Балашов, В. В. Возможности использования сверхзвуковых самолетов-носителей для запуска малых, мини- и микроспутников [Текст] / В. В. Балашов, В. М. Бузулуков, Б. Х. Давидеон, Е. А. Свириденко // Труды XXXVIII чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К. Э. Циолковского (Калуга, 2003). Секция «Проблемы ракетной и космической техники». – Казань: Казанский государственный университет им. В. И. Ульянова-Ленина, 2004. – С. 132-142.

2. <http://www.airwar.ru>.

3. Responsive Access Small Cargo Affordable Launch (RASCAL) Independent Performance Evaluation David Young AE8900 Special Project Report May 3, 2004 School of Aerospace Engineering Space System Design Laboratory Georgia Institute of Technology Atlanta, Georgia 30332-0150.

<http://hdl.handle.net/1853/8372>.

4. Launch Condition Deviations of Reusable

Launch Vehicle Simulations in Exo-Atmospheric Zoom Climbs Peter H. Urschel and Timothy H. Cox NASA Dryden Flight Research Center Edwards, California September 2003.

<http://dtrs.dfrc.nasa.gov/archive/00000023/>.

5. Арутюнов, А. Г. Создание сверхзвукового дальнего барражирующего перехватчика нового поколения [Текст] / А. Г. Арутюнов // Создание перспективной авиационной техники. – М.: Изд-во МАИ, 2004. – С. 25-29.

6. Балакин, В. Л. Оптимизация движения гиперзвукового маршевого самолета при наборе высоты [Текст] / В. Л. Балакин, А. А. Бебяков // Полёт: Общероссийский научно-технический журнал. – 2007. – №3. – С. 15-19.

7. Бебяков, А. А. Задача оптимального управления движением гиперзвукового летательного аппарата на этапе разгона-набора высоты [Текст] / А. А. Бебяков // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2007. – №1. – С. 15-21.

References

1. Balashov, V. V. Possibilities of using supersonic carrier aeroplanes for the launch of small, mini- and microsatellites // V. V. Balashov, V. M. Buzulukov, B. Kh. Davideon, Ye. A. Svi-ridenko // Transactions of the XXXVIII conference devoted to the development of K. E. Tsiolkovsky's scientific heritage and ideas (Kaluga, 2003). "Problems of rocket and space engineering" section. – Kazan: Kazan State University named after V. I. Ulianov-Lenin, 2004. – 132 – 142 pp.

2. <http://www.airwar.ru>.

3. Responsive Access Small Cargo Affordable Launch (RASCAL) Independent Performance Evaluation David Young AE8900 Special Project Report May 3, 2004 School of Aerospace Engineering Space System Design Laboratory Georgia Institute of Technology Atlanta, Georgia 30332-0150. <http://hdl.handle.net/1853/8372>.

4. Launch Condition Deviations of Reusable

Launch Vehicle Simulations in Exo-Atmospheric Zoom Climbs. Peter H. Urschel and Timothy H. Cox NASA Dryden Flight Research Center Edwards, California September 2003. <http://dtrs.dfrc.nasa.gov/archive/00000023/>.

5. Arutyunov, A. G. Development of a supersonic long-range barrage interceptor of the new generation / A. G. Arutyunov // Development of promising aviation engineering. – Moscow: Publishing house of Moscow Aviation Institute, 2004. – 25 – 29 pp.

6. Balakin V. L. Optimization of hypersonic aircraft motion during climb / V. L. Balakin, A. A. Bebyakov // Polyot (Flight): All-Russian scientific and technical journal – 2007. – No. 3. – 15-19 pp.

7. Bebyakov A. A. The task of optimal control of a hypersonic aircraft motion at the stage of acceleration-climb / A. A. Bebyakov // Vestnik of Samara State Aerospace University. – 2007. – No. 1. – 15 – 21 pp.

FLIGHT PATH OF A SUPERSONIC AEROPLANE AS THE FIRST STAGE OF AN AEROSPACE SYSTEM

© 2009 V. L. Balakin, V. I. Potapov

Samara State Aerospace University

The paper analyses the motion of a supersonic aeroplane as the first stage of an aerospace system when performing the “dynamic zoom” manoeuvre with the aim of maximum climb at a given slope of the flight path.

Aerospace system, first stage, supersonic aeroplane, “dynamic zoom” manoeuvre.

Информация об авторах

Балакин Виктор Леонидович, заведующий кафедрой динамики полёта и систем управления, д.т.н., профессор, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева, e-mail: balakin@ssau.ru. Область научных интересов: динамика и управление движением летательных аппаратов.

Потапов Валентин Иванович, аспирант, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева, e-mail: balakin@ssau.ru. Область научных интересов: динамика и управление движением летательных аппаратов.

Balakin Victor Leonidovitch, head of the department of flight dynamics and control systems, professor, doctor of technical science, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov, e-mail: balakin@ssau.ru. Area of research: dynamics and control of aircraft motion.

Potapov Valentin Ivanovitch, post-graduate student, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov, e-mail: balakin@ssau.ru. Area of research: dynamics and control of aircraft motion.