

НОМИНАЛЬНАЯ ПРОГРАММА УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ СВЕРХЗВУКОВОГО САМОЛЁТА-НОСИТЕЛЯ

© 2011 В. Л. Балакин, В. И. Потапов

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Предложена номинальная программа управления коэффициентом аэродинамической подъёмной силы сверхзвукового самолёта-носителя как первой ступени авиационно-космической системы. Определены конечные условия движения при заданном угле наклона траектории.

Авиационно-космическая система, первая ступень, сверхзвуковой самолёт-носитель, программа управления коэффициентом подъёмной силы, конечные условия движения.

Введение. В работах [1 - 3] рассмотрены некоторые вопросы динамики полёта и управления движением сверхзвукового самолёта-носителя как первой ступени авиационно-космической системы (АКС), предназначенной для запуска на околоземные орбиты миниспутников массой до 200 кг. В настоящей работе предложена программа управления коэффициентом аэродинамической подъёмной силы сверхзвукового самолёта-носителя, которая может быть использована как номинальная при управлении в возмущённом движении.

В качестве сверхзвукового самолёта-носителя будем рассматривать самолёт - прототип истребителя МиГ-31 (Россия) и аппарат MPV (MIPCC-powered vehicle – аппарат с охлаждаемыми двигателями; Mass Injection Pre-Compressor Cooling - система дополнительной подачи кислорода и охлаждения двигателя) системы RASCAL (Responsive Access, Small Cargo, Affordable Launch - доступная система для запуска малых грузов по требованию, США) [4].

Схема манёвра. При исследовании движения сверхзвукового самолёта-носителя выделим два участка: активный (с работающей двигательной установкой - ДУ и силой тяги) и пассивный (с выключенной ДУ и отсутствием силы тяги).

На активном участке аппарат из режима горизонтального полёта начинает криво-

линейный набор высоты. Управляющим параметром является нормальная скоростная перегрузка n_{ya} . Активный участок продолжается до тех пор, пока не будет достигнута предельная высота работы ДУ. После выключения ДУ наступает пассивный участок, на котором движение аппарата определяется программой управления $C_{ya}(t)$ - зависимостью коэффициента аэродинамической подъёмной силы C_{ya} от времени t .

В работе рассматривается пассивный участок движения аппарата, а активный участок лишь определяет его начальные условия.

Модель движения. Система дифференциальных уравнений, описывающих пассивное движение сверхзвукового самолёта-носителя, имеет вид:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= -C_{xa} \cdot \frac{\rho \cdot V^2 \cdot S}{2m} - g \cdot \sin \theta, \\ \frac{d\theta}{dt} &= \frac{1}{V} \left(C_{ya} \cdot \frac{\rho \cdot V^2 \cdot S}{2m} - g \cdot \cos \theta \right), \\ \frac{dh}{dt} &= V \cdot \sin \theta. \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

Здесь t – время, в секундах; V – скорость, в $\frac{м}{с}$; θ – угол наклона траектории; h – высо-

та, в м; $C_{xa} = f(C_{ya}, M)$ - коэффициент лобового сопротивления; M - число Маха; $\rho = f(h)$ - плотность воздуха на заданной высоте, в $\frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$; S - площадь крыла, в м^2 ; g - ускорение свободного падения, в $\frac{\text{м}}{\text{с}^2}$.

Определим программу управления коэффициентом подъёмной силы, которую можно использовать как номинальную при терминальном управлении в возмущённом движении.

Известно, что одной из номинальных программ, используемых при терминальном управлении в условиях возмущённого движения, является кусочно-непрерывная функция.

Рассмотрим, основываясь на результатах решения задачи оптимизации [3], следующую программу управления коэффициентом подъёмной силы:

$$C_{ya}^{\text{ном}} = \begin{cases} C_{ya1}, & \text{если } t < t_{\Pi}; \\ C_{ya2}, & \text{если } t \geq t_{\Pi}. \end{cases} \quad (2)$$

Здесь индекс «ном» означает «номинальная»; C_{ya1} , C_{ya2} - соответственно начальное и конечное значение коэффициента; t_{Π} - время переключения коэффициента со значения C_{ya1} на значение C_{ya2} .

Коэффициент C_{ya1} примем равным значению, соответствующему окончанию активного участка движения. Это позволит при дальнейшем движении (увеличении высоты

с уменьшением скорости) иметь значение перегрузки n_{ya} , меньшее максимальной n_{ya}^{max} .

При максимизации конечной скорости в конце участка пассивного движения для уменьшения торможения аппарата коэффициент подъёмной силы уменьшается и может принимать минимальное значение. Коэффициент C_{ya2} , следуя решениям, полученным в [3], примем равным нулю.

Варьируя время переключения t_{Π} от начального времени пассивного участка движения $t_n = 0$ до конечного времени t_k , соответствующего достижению заданного значения конечного угла наклона траектории θ_k , можно определить диапазон достижимых конечных скоростей V_k и соответствующих им высот h_k .

Результаты моделирования для самолёта МиГ-31. Рассмотрим номинальную программу, описываемую выражением (2), для самолёта.

Активный участок заканчивается на высоте 21 км. Конечные условия движения на активном участке, определяющие начальные условия пассивного участка (скорость V_n , угол наклона траектории θ_n и высота h_n), приведены в табл. 1.

Результаты моделирования движения с начальными условиями, соответствующими табл. 1, для конечного угла наклона траектории $\theta_k = 20^\circ$ приведены в табл. 2, 3. В табл. 3 приведены значения времени t_{Π} и конеч-

Таблица 1. Конечные условия движения на активном участке и коэффициент подъёмной силы самолёта

n_{ya}	2	3	4	5
$\theta, \text{град}$	20,5	32,2	37,4	39,2
$V, \frac{\text{м}}{\text{с}}$	661	556	480	446
C_{ya}	0,6	1,0	1,0	1,0

Таблица 2. Конечные значения высоты и скорости самолёта при $t_{II} = 0$

n_{ya}	2	3	4	5
$h_k, км$	21,1	23,9	24,3	24,2
$V_k, м/с$	658	491	398	361

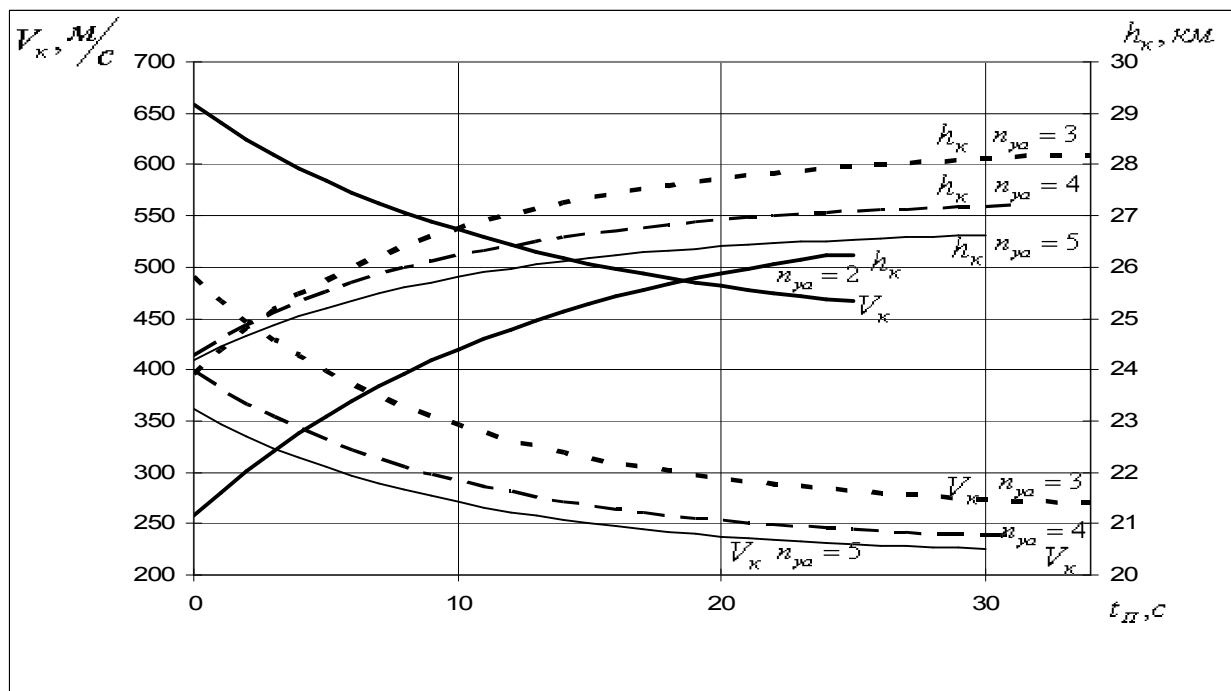
Таблица 3. Параметры номинальной программы управления и конечные условия движения самолёта

n_{ya}	$C_{yа1}$	$t_{II}, с$	$h_k^{max}, км$	$V_k, м/с$
2	0,6	25	26,24	467
3	1,0	34	28,2	270
4	1,0	32	27,2	237
5	1,0	30	26,6	225

ной скорости V_k , соответствующие максимальной конечной высоте h_k^{max} , достигаемой при данной перегрузке n_{ya} .

Как обобщающий результат проведённого моделирования движения самолёта с номинальной программой управления на рис. 1 приведены зависимости конечной вы-

соты h_k и конечной скорости V_k от времени переключения t_{II} для различных значений перегрузки n_{ya} для $\theta_k = 20^\circ$. Аналогичные зависимости могут быть получены и для других достижимых значений конечного угла наклона траектории, например для $\theta_k = 30^\circ$ (рис. 2).


 Рис. 1. Зависимости h_k, V_k самолёта от t для $n_{ya} = 2, 3, 4, 5$ при $\theta_k = 20^\circ$

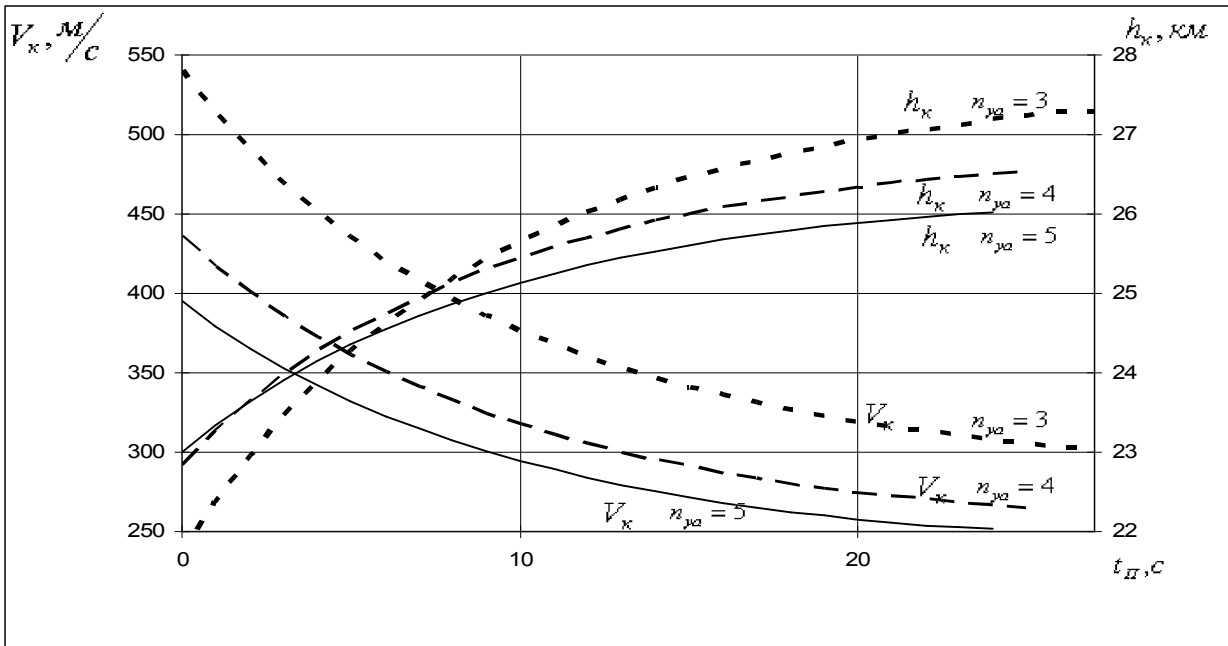


Рис. 2. Зависимости h_k, V_k самолёта от t для $n_{ya} = 3, 4, 5$ при $\theta_k = 30^\circ$

Для конечного значения угла наклона траектории $\theta_k = 20^\circ$ (рис. 1) достижимые условия запуска второй ступени характеризуются диапазоном максимальной конечной скорости от 650 м/с при конечной высоте 21 км ($n_{ya} = 2$) до максимальной конечной высоты 28 км при конечной скорости 270 м/с ($n_{ya} = 3$). Для большего конечного значения угла наклона траектории $\theta_k = 30^\circ$ (рис. 2) максимальная конечная скорость, равная 540 м/с при конечной высоте 22 км, и максимальная конечная высота, равная 28 км при конечной скорости 300 м/с, соответствуют $n_{ya} = 3$.

Результаты моделирования для аппарата МРВ. В начальный момент времени пассивного участка ($t_n = 0$) известны скорость V_n , угол наклона траектории θ_n и высота h_n , которая соответствует высоте выключения ДУ и равна 26,8 км. Они совпадают с конечными условиями движения на активном участке и вместе с коэффициентом подъёмной силы C_{ya} приведены в табл. 3 для различных значений перегрузки n_{ya} .

Результаты моделирования движения с начальными условиями, соответствующими табл. 3, для конечного угла наклона траекто-

Таблица 3. Конечные условия движения на активном участке и коэффициент подъёмной силы аппарата

n_{ya}	2	3	4	5
$\theta, \text{град}$	19	26,9	33,1	38,4
$V, \text{м/с}$	1193	1193	1186	1174
C_{ya}	0,145	0,217	0,292	0,374

рии $\theta_k = 20^\circ$ приведены в табл. 4, 5. В табл. 5 приведены значения времени t_{II} и конечной скорости V_k , соответствующие максимальной конечной высоте h_k^{max} , достигаемой при данной перегрузке n_{ya} .

Как обобщающий результат проведённого моделирования движения с номиналь-

ной программой управления (2) на рис. 3 приведены зависимости конечной высоты h_k и конечной скорости V_k от времени переключения t_{II} для различных значений перегрузки n_{ya} .

Для конечного значения угла наклона траектории $\theta_k = 20^\circ$ (рис. 3) достижимые

Таблица 4. Конечные значения высоты и скорости аппарата

n_{ya}	2	3	4	5
$h_k, км$	28,2	33,9	41,3	47,8
$V_k, м/с$	1170	1118	1042	965

Таблица 5. Параметры номинальной программы управления и конечные условия движения аппарата

n_{ya}	C_{ya1}	$t_{II}, с$	$h_k^{max}, км$	$V_k, м/с$
2	0,145	23	35,7	1074
3	0,217	49	50,1	905
4	0,292	62	59,4	760
5	0,374	71	65,7	613

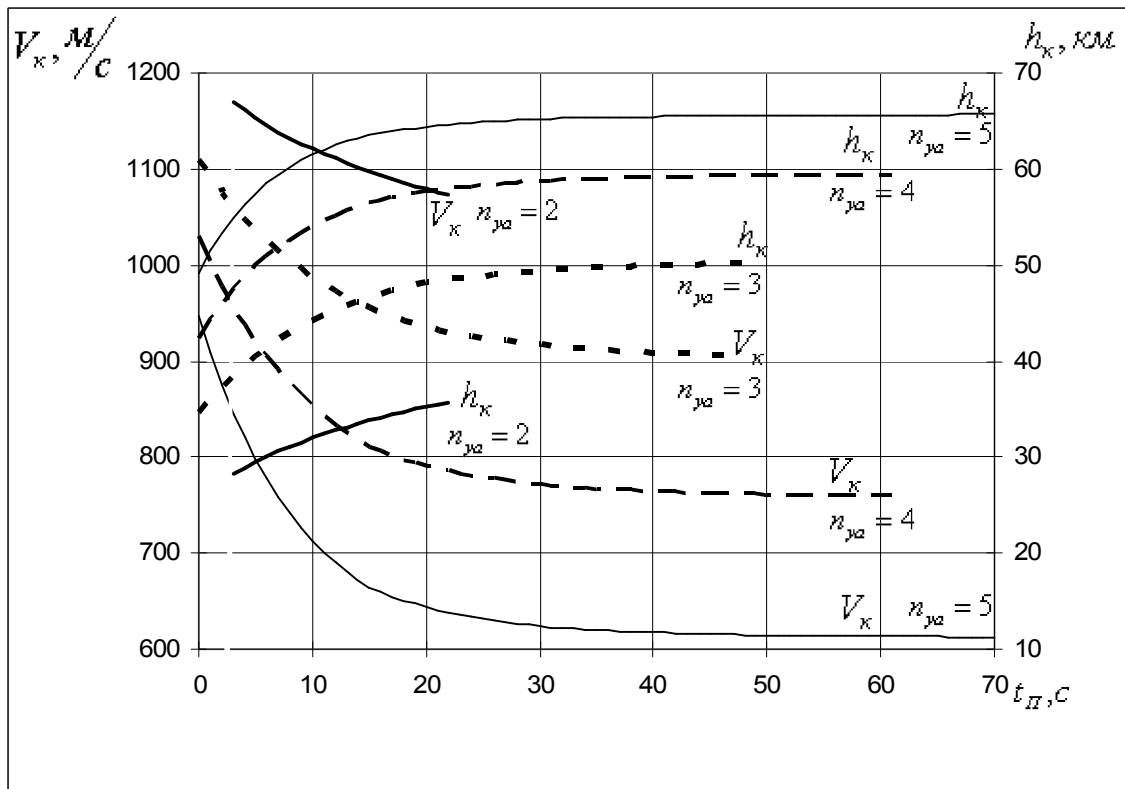


Рис. 3. Зависимости h_k, V_k аппарата от t для $n_{ya} = 2, 3, 4, 5$

условия запуска второй ступени АКС характеризуются диапазоном максимальной конечной скорости от 1170 м/с при конечной высоте 28 км ($n_{ya} = 2$) до максимальной конечной скорости 613 м/с ($n_{ya} = 5$).

Аналогичные зависимости могут быть получены и для других достижимых значений конечного угла наклона траектории, например для $\theta_k = 30^\circ$ (рис. 4).

Заключение. Двухступенчатая программа управления, имеющая два значения

коэффициента подъёмной силы, первый из которых соответствует окончанию активного участка движения, а второй равен нулю, за счёт изменения времени переключения обеспечивает изменение конечной высоты и конечной скорости движения сверхзвукового самолёта-носителя в широком диапазоне. Отметим, что можно решать и более сложную задачу об определении наилучшего с точки зрения запуска второй ступени АКС значения коэффициента C_{ya1} с учётом выполнения ограничения на перегрузку n_{ya} .

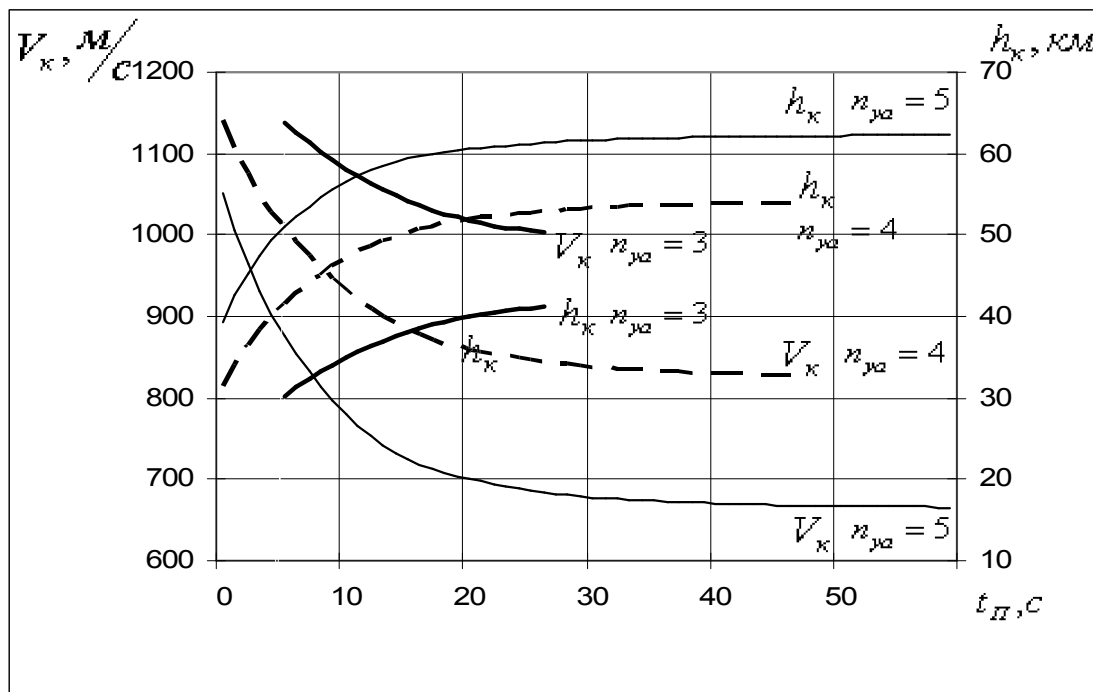


Рис. 4. Зависимости h_k , V_k аппарата от t для $n_{ya} = 3, 4, 5$

Библиографический список

1. Балакин, В. Л. Траектории движения сверхзвукового самолёта как первой ступени авиационно-космической системы [Текст]/В. Л. Балакин, В. И. Потапов//Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2009. – №2(18). – С. 7-13.

2. Балакин, В. Л. Траектории движения летательного аппарата с охлаждаемыми тур-

бореактивными двигателями как первой ступени авиационно-космической системы [Текст]/В. Л. Балакин, В. И. Потапов//Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2009. – №3(19), часть 3. – С. 273-278.

3. Потапов, В. И. Программы управления и траектории движения сверхзвуковой первой ступени авиационно-космической системы [Текст] / В. И. Потапов // Вестник

Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2010. – №1(21). – С. 63-70.

4. 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>.

NOMINAL MOTION CONTROL PROGRAM IN A SUPERSONIC CARRIER AIRCRAFT

© 2011 V. L. Balakin, V. I. Potapov

Samara State Aerospace University
named after academician S. P. Korolyov (National Research University)

A nominal program is suggested for controlling the aerodynamic lift coefficient in a supersonic carrier aircraft as the first stage of an aircraft-space system. The finite motion conditions at the given slope of the flight path are defined.

Aircraft-space system, the first stage, supersonic carrier aircraft, lift coefficient controlling program, finite motion conditions.

Информация об авторах

Балакин Виктор Леонидович, заведующий кафедрой динамики полёта и систем управления, доктор технических наук, профессор, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: balakin@ssau.ru. Область научных интересов: динамика и управление движением летательных аппаратов.

Потапов Валентин Иванович, ассистент кафедры организации и управления перевозками на транспорте, кандидат технических наук, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: динамика и управление движением летательных аппаратов.

Balakin Victor Leonidovitch, doctor of technical sciences, professor, head of the department of flight dynamics and control systems, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: balakin@ssau.ru. Area of research: dynamics and motion control of flying vehicles.

Potapov Valentin Ivanovitch, candidate of technical sciences, assistant of the department of transportation organization and management, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). Area of research: dynamics and motion control of flying vehicles.