

## ТРАЕКТОРИИ ДВИЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ОХЛАЖДАЕМЫМИ ТУРБОРЕАКТИВНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ КАК ПЕРВОЙ СТУПЕНИ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

© 2009 В. Л. Балакин, В. И. Потапов

Самарский государственный аэрокосмический университет

Исследуется движение летательного аппарата с охлаждаемыми турбореактивными двигателями - первой ступени авиационно-космической системы - при выполнении манёвра «горка» с целью набора высоты с заданным углом наклона траектории для запуска ракеты с малой полезной нагрузкой на околоземную орбиту.

*Авиационно-космическая система, первая ступень, охлаждаемый турбореактивный двигатель, манёвр «горка»*

Для решения задачи вывода на низкие (до 400 км) околоземные орбиты малых полезных грузов (массой до 300 кг) рассматриваются проекты авиационно-космических систем (АКС) двух типов. Первый тип АКС предусматривает использование в качестве первой ступени существующих сверхзвуковых самолётов, например, истребителей МиГ-31И (Россия), F-15 (США), Rafale (Франция). Второй тип АКС предусматривает создание специальной первой ступени. Например, по проекту RASCAL (Responsive Access, Small Cargo, Affordable Launch - доступная система для запуска малых грузов по требованию) предполагается использовать в качестве первой ступени разрабатываемый специально для данной задачи аппарат MPV [1].

Первая ступень АКС должна обеспечить заданные условия для запуска ракетной ступени. С этой целью может быть использован манёвр «горка». В статье [2] этот манёвр исследован для АКС первого типа на примере сверхзвукового самолёта – прототипа истребителя МиГ-31И.

В данной статье рассмотрены результаты моделирования манёвра «горка» для набора высоты аппарата MPV и оценена эффективность применения двигателя, использующего систему MIPCC.

### Система RASCAL [1]

Основные компоненты системы RASCAL представлены на рис. 1. Взлётная масса системы составляет 40800 кг, аппарат

MPV имеет в качестве полезной нагрузки двухступенчатую ракету массой 7200 кг, которая должна доставить на околоземную орбиту груз массой 110 кг.

Аппарат MPV (MIPCC-Powered Vehicle - аппарат с охлаждаемыми двигателями) оснащён четырьмя турбореактивными двигателями Pratt and Whitney F-100 со статической тягой 13,2 тонны (129500 Н) каждый. Главной особенностью проекта RASCAL является использование двигательной системы MIPCC (Mass Injection Pre-Compressor Cooling - система дополнительной подачи кислорода и охлаждения двигателя). Она включает в себя баки с водой и жидким кислородом для впрыскивания на больших высотах и при полёте с большими числами Маха ( $M$ ). Система MIPCC расширяет высотно-скоростной диапазон работы двигателя и увеличивает его тягу. Двигатель, оснащённый системой MIPCC, может работать до высоты 26,8 км и до скорости, соответствующей числу  $M=4$ , в отличие от обычного двигателя, работа которого ограничена высотой 21 км и числом  $M=3$ . Улучшение высотно-скоростной характеристики двигателя в результате использования применения системы MIPCC показано на рис. 2,3.

По оси абсцисс отложена действительная высота полёта, по оси ординат – кажущаяся (при использовании системы MIPCC) высота. Таким образом, двигатель на действительной высоте работает, как будто полёт происходит на кажущейся высоте. Система MIPCC включается на высоте 4,2 км.

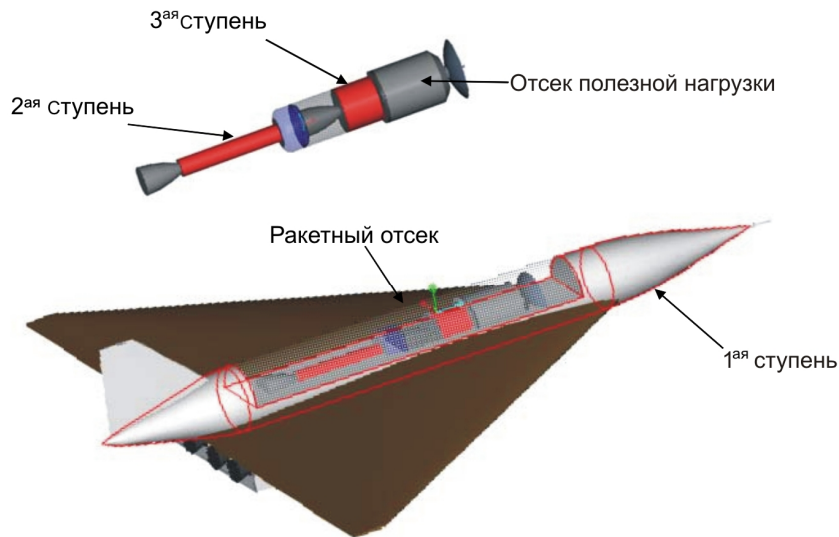


Рис. 1. Система RASCAL

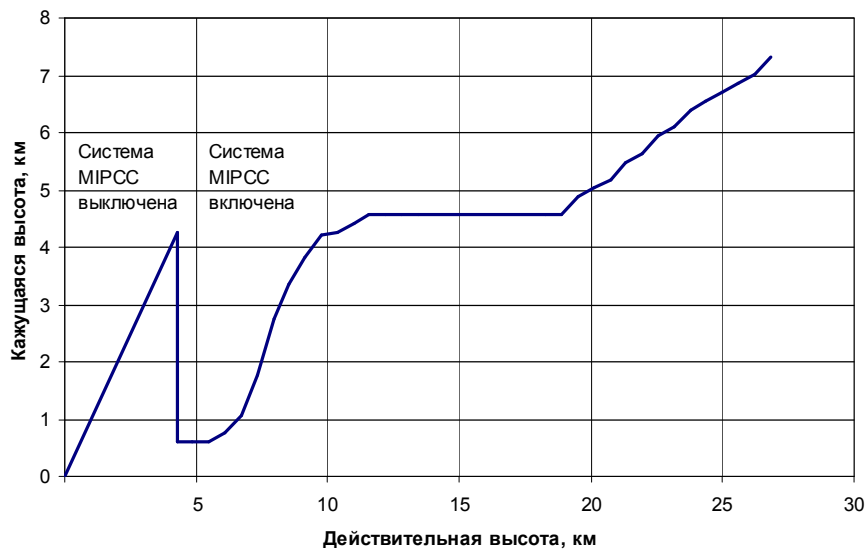


Рис.2. Улучшение работы двигателя по высоте при применении системы MIPCC

До включения системы действительная высота равна кажущейся, а после включения кажущаяся высота меньше действительной. Например, при действительной высоте полёта 20 км, двигатель работает, как будто полёт проходит на высоте 5 км.

На рис. 3 приведены действительные и кажущиеся числа Маха. Система MIPCC включается при числе М, превышающем 0,9.

При моделировании движения летательного аппарата в атмосфере важной характеристикой является максимальное значение коэффициента аэродинамической подъёмной силы  $C_{ya}$ , поскольку оно во многом определяет манёвренные возможности аппарата. На основании анализа аэродинамических характеристик аппарата MPV

получена зависимость  $C_{ya}^{max}$  от числа М (рис. 4).

Профиль полёта системы RASCAL предполагает её взлёт с аэродрома базирования; горизонтальный полёт на высоте 15 км при скорости, соответствующей числу  $M=0,8$  в район запуска; манёвр набора высоты, который обеспечивает необходимые условия для запуска ракеты; запуск ракеты; снижение первой ступени до высоты 15 км и её возвращение на аэродром базирования. В конце манёвра аппарат MPV достигает высоты 63 км при угле наклона траектории  $20^\circ$  и скорости 680м/с, которые необходимы для запуска двухступенчатой ракеты с полезной нагрузкой.

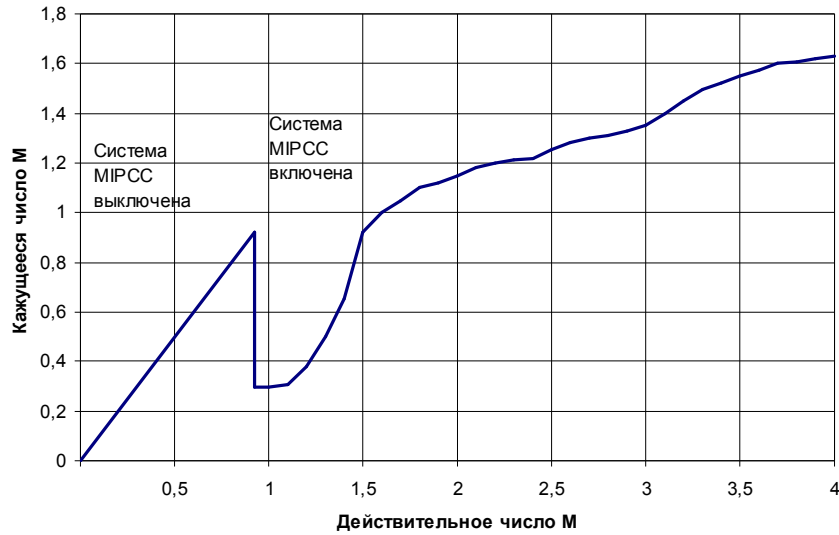


Рис. 3. Улучшение работы двигателя по числу Маха при применении системы МРСС

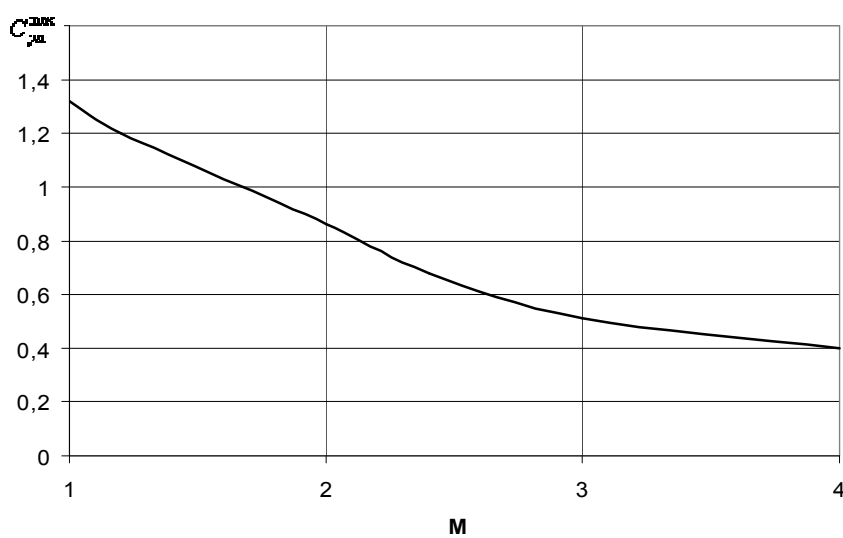


Рис. 4. Зависимость максимального значения коэффициента подъемной силы от числа Маха

Манёвр набора высоты

Движение аппарата описывается системой дифференциальных уравнений в траекторной системе координат:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= \left[ \frac{P}{mg} - \sin \theta - C_{xa}(M, C_{ya})q \frac{S}{mg} \right], \\ \frac{d\theta}{dt} &= \left[ \frac{C_{ya}q}{V} \cdot \frac{S}{mg} - \frac{\cos \theta}{V} \right], \\ \frac{dh}{dt} &= V \cdot \sin \theta. \end{aligned} \right\} (1)$$

Здесь  $V$  – скорость;  $\theta$  – угол наклона траектории;  $h$  – высота;  $P_0$  – тяга;  $m$  – масса;  $g$  – ускорение свободного падения;  $C_{xa}$  – коэффициент силы лобового сопротивления;

$q = \frac{\rho V^2}{2}$  – скоростной напор;  $\rho$  – плотность воздуха;  $S$  – площадь крыла;  $t$  – время.

Стандартный манёвр «горка» с целью набора высоты состоит из трёх участков: вход в «горку», прямолинейный участок набора высоты, выход из «горки». Как показано в [2], при наборе максимальной высоты эффективна «горка» без прямолинейного участка. Аппарат, достигнув заданного угла наклона траектории, сразу выходит из «горки». Поэтому в дальнейшем рассматривается только один участок, определяющий условия запуска ракеты с полезной нагрузкой. На этом участке аппарат переходит из режима установившегося горизонтального полёта в режим набора высоты до достижения заданного угла наклона траектории, требуемого

для запуска ракеты. Параметром управления является нормальная скоростная перегрузка  $n_{ya}$ , с которой начинается манёвр и которая превышает единицу.

Коэффициент подъёмной силы определяется следующим образом:

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

Если в процессе интегрирования дифференциальных уравнений (1) коэффициент  $C_{ya}$ , определяемый согласно (2), оказывается больше значения  $C_{ya}^{max}$ , то принимается, что  $C_{ya} = C_{ya}^{max}$ .

**Моделирование манёвра «горка» с использованием МПСС.** Аппарат МРВ начинает манёвр с высоты  $h = 19$  км со скоростью, соответствующей числу  $M = 4$ . Манёвр заканчивается при выходе из «горки» и достижении угла наклона траектории  $\theta = 20^\circ$ .

Результаты моделирования для различных значений перегрузки приведены в таблице 1.

Таблица 1 - Конечные значения высоты и скорости

$n_{ya}$	2	3	4	5
$h_k, км$	53,9	57,8	62,8	66,4
$V_k, м/с$	797	676	593	511

Из неё следует, что наиболее близкими к проектным характеристикам аппарата МРВ являются результаты, соответствующие перегрузке, равной 3. Поэтому этот вариант проанализируем более подробно. Аппарат входит в «горку» с перегрузкой  $n_{ya} = 3$  и продолжает движение с этой перегрузкой (рис. 5). Сначала движение происходит со скоростью, соответствующей максимальному числу  $M = 4$ . Данное ограничение обусловлено работой двигателя. После отключения двигателя на высоте 26,8 км скорость начинает уменьшаться (рис. 6). Поскольку высота полёта увеличивается и, соответственно, уменьшается плотность воздуха, то уменьшается и скоростной напор  $q = \frac{\rho V^2}{2}$ .

Поэтому, как следует из соотношения (2), для поддержания постоянной перегрузки  $n_{ya}$  коэффициент подъёмной силы  $C_{ya}$  должен увеличиваться до тех пор, пока не достигнет максимального значения  $C_{ya}^{max}$  (рис. 5). Затем аппарат движется с  $C_{ya}^{max}$ , и при этом перегрузка уменьшается. В конце траектории при угле наклона  $20^\circ$  аппарат достигает высоты 58 км при скорости 676 м/с (рис. 6).

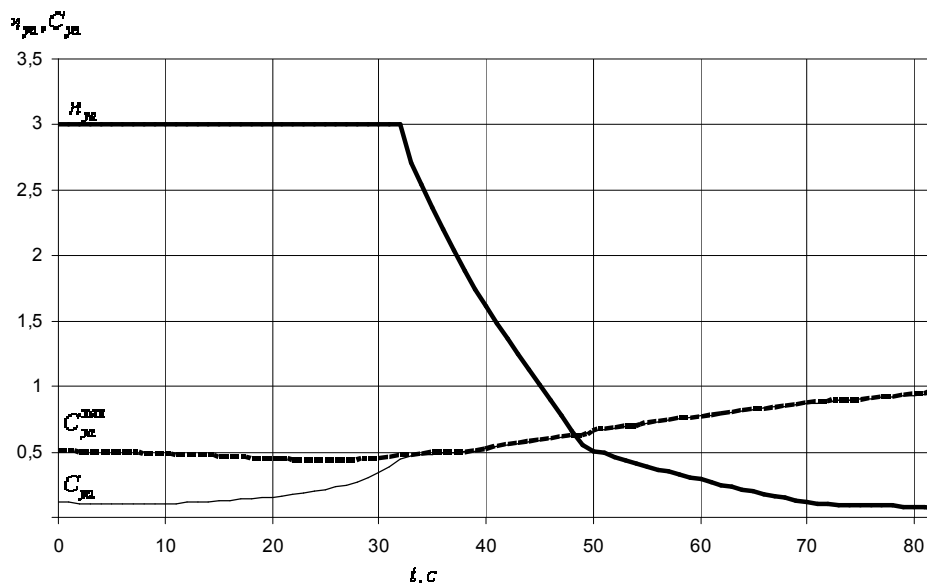


Рис. 5. Зависимости перегрузки  $n_{ya}$  и коэффициента подъемной силы  $C_{ya}$  от времени  $t$  при полёте с системой МПСС

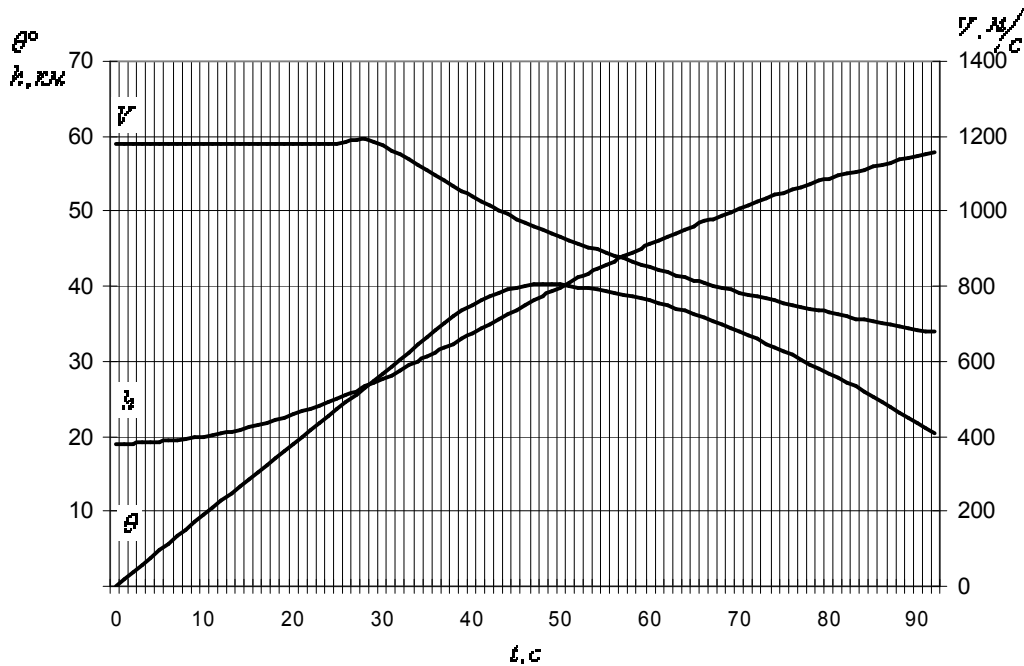


Рис. 6. Зависимости высоты  $h$ , скорости  $V$  и угла наклона траектории  $\theta$  от времени  $t$  при полёте с системой МРСС

**Моделирование манёвра «горка» без использования МРСС.** Манёвр начинается со скоростью, соответствующей числу  $M=3$ , что обусловлено ограничением на работу двигателя. Скорость уменьшается с начала манёвра, поскольку суммарная тяга двигателей меньше силы лобового сопротивления. На высоте 21 км двигатели отключаются. Аппарат движется с постоянной перегрузкой, при этом  $C_{ya}$  возрастает до достижения максимального значения  $C_{ya}^{\max}$ . Затем аппарат движется с  $C_{ya}^{\max}$ , и при этом перегрузка уменьшается. При перегрузке  $n_{ya} = 2$  при достижении угла наклона траектории  $20^\circ$  аппарат достигает высоты 40,3 км с дозвуковой скоростью 242 м/с.

Увеличить конечную скорость до сверхзвуковой можно при увеличении конечного угла наклона траектории. Однако при этом уменьшается конечная высота. Например, для  $n_{ya} = 2$  при максимальном угле наклона траектории  $40^\circ$  скорость равна 363 м/с на высоте 37,5 км.

Увеличение перегрузки приводит к некоторому росту высоты при снижении конечной скорости. Например, для  $n_{ya} = 3$  при угле наклона траектории  $40^\circ$  высота увели-

чивается до 39,7 км, но скорость уменьшается до дозвуковой и составляет 216 м/с.

Таким образом, результаты моделирования показывают, во-первых, их близость к проектным характеристикам системы RASCAL и, во-вторых, большую эффективность применения системы МРСС, позволяющей существенно повысить высоту (на 20 км) и сверхзвуковую скорость (на 310 м/с) запуска ракеты.

#### Библиографический список

1. 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>.
2. 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. – №1.

### References

1. 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>.
2. Balakin V.L Motion trajectories of supersonic aircraft as the first stage of aircraft-space systems// V.L Balakin, V.I. Potapov// Polyot (Flight): Russian scientific and technical Journal – 2009. – № 2. – p.7-15.

## MOTION TRAJECTORIES OF THE VEHICLE WITH MASS INJECTION PRE-COMPRESSOR COOLING TURBOJET ENGINES AS THE FIRST STAGE OF AIRCRAFT-SPACE SYSTEMS

© 2009 V. L Balakin, V. I. Potapov

Samara State Aerospace University

The motion of the vehicle with Mass Injection Pre-Compressor Cooling turbojet engines as the first stage of an aircraft-space system during the “steep – climb” maneuver is discussed. The aim of the maneuver is to climb at the preset inclination angle of the trajectory in order to launch a rocket with small payload into the low-earth orbit.

*Aircraft-space system, the first stage, Mass Injection Pre-Compressor Cooling turbojet engine, “steep-climb” maneuver*

### Информация об авторах

**Балакин Виктор Леонидович**, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой динамики полёта и систем управления Самарского государственного аэрокосмического университета. E-mail: [balakin@ssau.ru](mailto:balakin@ssau.ru). Область научных интересов: динамика и управление движением летательных аппаратов.

**Потапов Валентин Иванович**, аспирант Самарского государственного аэрокосмического университета. E-mail: [potapv@mail.ru](mailto:potapv@mail.ru). Область научных интересов: динамика и управление движением летательных аппаратов.

**Balakin Victor Leonidovich**, Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of Department of Flight Dynamics and Control Systems of Samara State Aerospace University. E-mail: [balakin@ssau.ru](mailto:balakin@ssau.ru). Area of research: dynamics and motion control of flying vehicles.

**Potapov Valentin Ivanovich**, post-graduate student of Samara State Aerospace University. E-mail: [potapv@mail.ru](mailto:potapv@mail.ru). Area of research: dynamics and motion control of flying vehicles.