

**Балакин В. Л., Ковалёв А. В., Комлева Е. М., Потапов В. И.**

### **НАБОР ВЫСОТЫ СУБГИПЕРЗВУКОВОГО ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЁТА С ОХЛАЖДАЕМЫМИ ТУРБОРЕАКТИВНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ**

Одно из направлений развития авиации связано с освоением транспортными самолётами гиперзвуковых скоростей полёта. Основной трудностью является создание соответствующей силовой установки. Вместе с тем существуют проекты модификации уже существующих турбореактивных двигателей, которые могут позволить реализовать полёт самолёта со скоростями, близкими к гиперзвуковым. Назовём такой самолёт субгиперзвуковым.

**Летательный аппарат.** Рассматривается набор высоты транспортного самолёта, имеющего максимальную скорость, равную четырём числам Маха (4М). За аналог принят аппарат MPV [1], взлётная масса которого составляет 40800 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 является использования 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 М. Система MIPCC расширяет высотнo-скоростной диапазон работы двигателя и увеличивает его тягу. Двигатель, оснащённый системой MIPCC, может работать до высоты 26,8 км и до скорости, соответствующей числу  $M=4$ .

Таким образом, двигатель на действительной высоте работает, как будто полёт происходит на кажущейся высоте. Система MIPCC включается на высоте 4,2 км при  $M=0,9$ . До включения системы действительная высота равна кажущейся, а после включения кажущаяся высота меньше действительной.

**Уравнения движения.** Примем следующие условия:

- движение рассматривается в вертикальной плоскости в однородном поле тяжести и неподвижной атмосфере;
- вектор тяги и аэродинамическая хорда при нулевом угле атаки  $\alpha$  совпадают с направлением строительной горизонтали самолёта (угол установки двигателя равен нулю);
- центростремительное ускорение, обусловленное кривизной Земли, мало по сравнению с ускорением свободного падения, и им пренебрегаем;
- вследствие сравнительно незначительного расхода топлива на участке набора высоты масса самолёта остаётся постоянной;

- тяга определяется из соотношения:  $P = P_0 \xi(M, h)$ , где  $P_0$  – статическая тяга (при нулевой высоте  $h = 0$  и нулевой скорости ( $M = 0$ )),  $\xi$  – высотно-скоростная характеристика двигателей.

Для моделирования движения самолёта будем использовать уравнения в перегрузках:

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

Здесь перегрузки  $n_{ya}$  и  $n_{xa}$  определяются выражениями:

$$n_{ya} = \frac{P \sin\alpha + Y_a}{mg} = \frac{P \sin\alpha + C_{ya} q S}{mg}, \quad (2)$$

$$n_{xa} = \frac{P \cos\alpha - X_a}{mg} = \frac{P \cos\alpha - C_{xa} q S}{mg}; \quad (3)$$

$V$  – скорость,  $\theta$  – угол наклона траектории,  $g$  – ускорение свободного падения,  $Y_a$  – аэродинамическая подъёмная сила,  $X_a$  – сила лобового сопротивления,  $m$  – масса,  $C_{xa}$ ,  $C_{ya}$  – соответственно коэффициенты силы лобового сопротивления и аэродинамической подъёмной силы;  $q$  – скоростной напор,  $S$  – площадь крыла.

**Результаты моделирования.** Моделируется набор высоты из установившегося горизонтального полёта до достижения заданного нулевого угла наклона траектории горизонтального полёта самолёта на заданной крейсерской высоте. Движение самолёта описывается системой дифференциальных уравнений (1). Параметрами управления является нормальная скоростная перегрузка  $n_{ya1}$ , с которой начинается манёвр, и перегрузка  $n_{ya2}$ , на которую происходит переключение в момент времени  $t_n$ .

Аппарат MPV начинает набор высоты с  $h=19$  км со скоростью  $M=4$ , углом наклона траектории  $\theta = 0$  и перегрузкой  $n_{ya1}$ . В момент времени  $t_n$  перегрузка изменяется на  $n_{ya2}$ . Значения  $n_{ya1} = 1,1$  и  $n_{ya2} = 0,95$  принимались близкими к значению перегрузке при горизонтальном полёте ( $n_{ya} = 1$ ). Набор заканчивается при достижении заданной конечной высоты  $H$ . В конце набора угол наклона траектории должен быть равен нулю, т.е. соответствовать горизонтальному полёту. Для обеспечения двух конечных условий движения (по вы-

соте и углу наклона траектории) интегрирование дифференциальных уравнений (1) заканчивалось при достижении заданной конечной высоты, а нулевой угол наклона траектории обеспечивался соответствующим подбором времени  $t_n$  переключения перегрузки. Время переключения подбиралось исходя из того, что если оно будет мало, то не будет достигнута конечная высота, а если будет велико, то угол наклона траектории будет больше нуля.

Результаты моделирования для  $H = 25$  км представлены на рисунках 1 – 3.

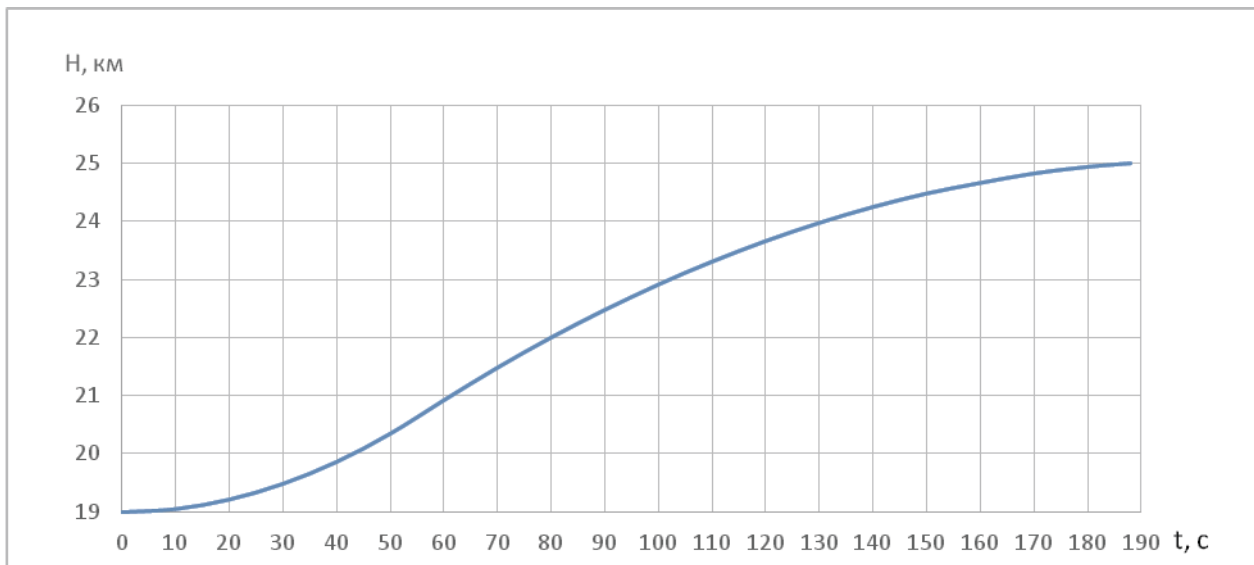


Рисунок 1 – Зависимость высоты полёта от времени

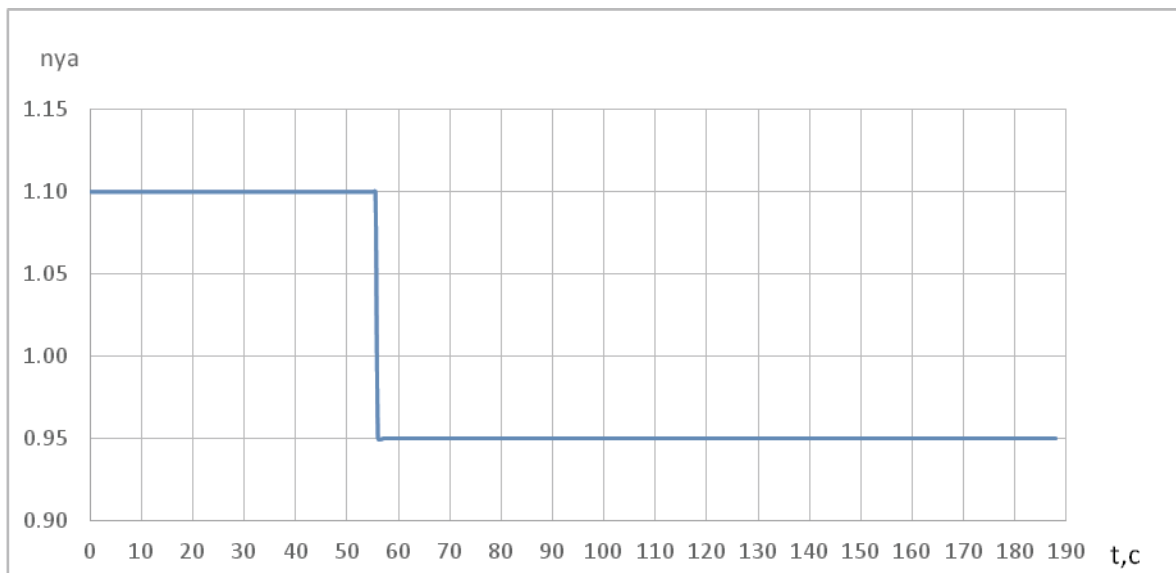


Рисунок 2 – Зависимость перегрузки от времени

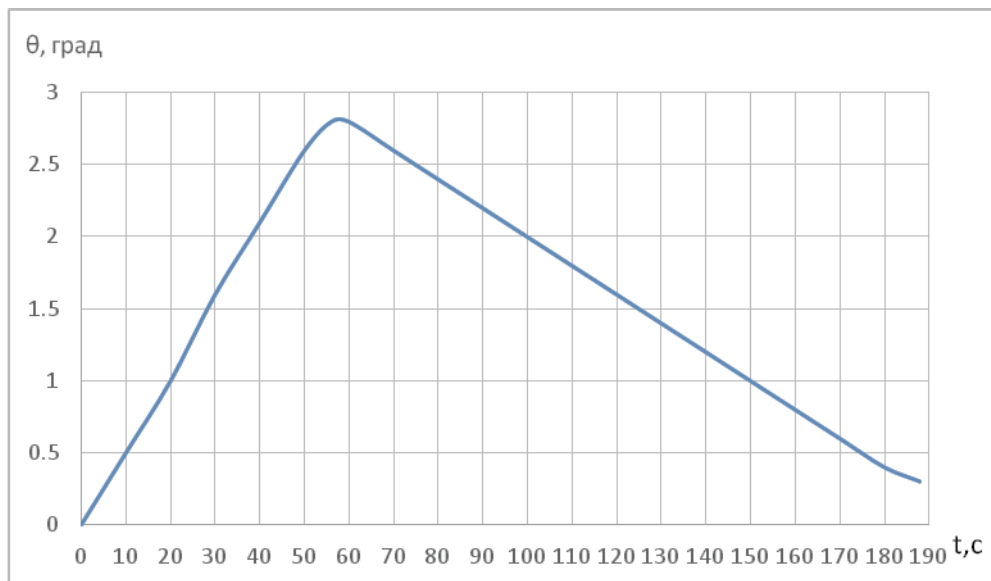


Рисунок 3 – Зависимость угла наклона траектории от времени

Из графиков видно, что самолёт достигает заданных конечных параметров движения при  $t = 188$  с для времени переключения  $t_n = 55$  с.

Результаты моделирования набора высоты  $H = 26$  км показали, что необходимое время составляет  $t = 194$  с для времени переключения  $t_n = 60$  с. Увеличение с ростом конечной высоты времени набора и времени переключения соответствует физическому смыслу решаемой задачи. Как показали результаты моделирования набора высоты  $H = 26$  км, увеличение перегрузки  $n_{ya1}$  до 1,17 приводит к уменьшению перегрузки  $n_{ya2}$  до 0,92, к уменьшению времени набора до 167 с и времени переключения до 47 с, что также соответствует физическому смыслу решаемой задачи

#### 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>.