

УДК 629.735.33.015

СУБОПТИМАЛЬНЫЙ СИНТЕЗ УПРАВЛЕНИЯ ТРАЕКТОРИЕЙ СВЕРХЗВУКОВОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА НА ОСНОВЕ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО ПОДХОДА С УЧЁТОМ ОГРАНИЧЕНИЯ НА ИНТЕНСИВНОСТЬ ЗВУКОВОГО УДАРА НА МЕСТНОСТИ

Н.М. Гревцов

Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского (ФАУ «ЦАГИ»)
Россия, 140180, Московская область, Жуковский, ул. Жуковского, 1
E-mail: nikolay.grevtsov@tsagi.ru

А.А. Дымченко

Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского (ФАУ «ЦАГИ»)
Россия, 140180, Московская область, Жуковский, ул. Жуковского, 1
E-mail: andrey.dymchenko@tsagi.ru

Р.У. Таваров

Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского (ФАУ «ЦАГИ»)
Россия, 140180, Московская область, Жуковский, ул. Жуковского, 1
E-mail: ruslan.tavarov@tsagi.ru

Ключевые слова: управление траекторией, удельная механическая энергия, набор высоты, крейсерский режим, звуковой удар, угол наклона траектории.

Аннотация: Рассматривается приближённый синтез формирования вертикальной составляющей траектории СПС (сверхзвукового самолета), основанный на решении задачи об оптимизации траектории самолёта с использованием энергетического подхода. Учитываются ограничения на скоростной напор, число Маха, а также на величину звукового удара на местности. Эта величина оценивается избыточным атмосферным давлением, вызванным пролетающим самолётом. Оценка производится согласно упрощенной методике в предположении, что СПС представляет собой тонкое тело вращения с тонкими дельтовидными крыльями. В методике учитываются размеры самолёта и его несущие свойства.

1. Введение

Одним из возможных подходов к формированию алгоритмов для расчета близких к оптимальным траекторий самолета является подход, основанный на решении оптимизационной задачи для вертикального профиля в энергетической постановке. Для нахождения оптимальных траекторий большой продолжительности обычно выполняется ее декомпозиция на 3 участка: разгон-набор высоты, крейсерский участок

и снижение. Для перехода между ними и для удовлетворения ограничений на параметры полета применяются частные алгоритмы.

2. Алгоритмы субоптимального управления вертикальной составляющей траектории

На этапе набора высоты требуемое значение угла наклона траектории θ_n определяется при текущем значении удельной механической энергии

$$E = H + V^2/(2g)$$

по формуле

$$(1) \quad (H_{opt}, P_{opt}) = \min_{H, P} \frac{Q_{сек} + C_t}{n_{xa} V} \Big|_{E=const},$$

где V – истинная воздушная скорость, H – высота полета, g – ускорение свободного падения, $Q_{сек}$ – секундный расход топлива, n_{xa} – тангенциальная перегрузка, C_t – параметр, играющий роль индекса стоимости, если он назначается руководством авиакомпании, либо определяемый при реализации принципа четырехмерной навигации.

Требуемое значение угла наклона траектории θ_n определяется по формуле

$$(2) \quad \theta_n = \arcsin \left[n_{xa} \frac{dH_{opt}}{dE} + \frac{k_H(H_{opt}-H)}{V} \right].$$

где k_H – параметр алгоритма (здесь в расчетах он полагается равным 0.038 c^{-1}).

Значение тангенциальной перегрузки рассчитывается по формуле

$$n_{xa} = \frac{P}{mg} - \frac{qSc_{xa}}{mg},$$

где m – масса самолета, S – площадь крыла, q – скоростной напор, c_{xa} – коэффициент сопротивления; его значение может быть получено по балансировочной аэродинамической поляре самолета при коэффициенте подъемной силы c_{ya} , рассчитанном для горизонтального установившегося полета.

Выражение (1) справедливо при условии, что тангенциальная перегрузка положительна. При наборе высоты это условие, как правило, выполняется.

Значения параметров крейсерского полета $H_{кр}$, $V_{кр}$ определяются согласно выражению

$$(3) \quad (H_{кр}, V_{кр}) = \arg \min_{H, V} \frac{Q_{сек} + C_t}{V} \Big|_{\substack{n_y=1 \\ n_x=0}}$$

при нормальной скоростной перегрузке n_{ya} равной 1 и нулевом значении n_{xa} .

При определении значений H_{opt} , P_{opt} в соответствии с (1) и H , V в соответствии с (3) учитываются ограничения

$$(4) \quad H_{min}(E) \leq H \leq H_{max}(E),$$

$$(5) \quad P_{min}(H, M) \leq P \leq P_{max}(H, M),$$

где M – число Маха.

Минимальное значение высоты H_{min} в (4) определяется минимальной разрешенной высотой полета H_{min1} и ограничениями сверху на скоростной напор q , числом M полета и допустимой интенсивностью звукового удара на земной поверхности, определяемой величиной избыточного давления $\Delta p_{g \text{ доп}}$.

Ограничение H_{min2} на скоростной напор q_{max} для каждого значения E определяется путем численного решения уравнения

$$q_{max}(H_{min2}) = [\rho(H_{min2})(E - H_{min2})/2],$$

где $\rho(H)$ – плотность воздуха на высоте H

Затем зависимость $H_{min2}(E)$ аппроксимируется полиномиальной функцией.

Ограничение сверху на число M можно обеспечить за счёт ограничения на высоту $H_{\min 3}$. Значение последней можно получить из уравнения

$$M_{\max} = \sqrt{2g(E - H_{\min 3})} / a_{3B}(H_{\min 3}).$$

Величина избыточного давления Δp_g на местности определяется по формуле

$$(6) \quad \Delta p_g = \sqrt{p(H)p_g}(M^2 - 1)^{0.125}(l/H)^{0.75}F(\sqrt{M^2 - 1}c_{ya}),$$

где l – длина самолета, c_{ya} – аэродинамический коэффициент подъемной силы.

Формула (6) получена в предположении, что самолет представляет собой тонкое тело вращения с тонкими дельтовидными крыльями [1].

Имея в виду, что

$$M^2 = 2g(E - H) / a_{3B}^2(H),$$

где $a_{3B}(H)$ – скорость звука на высоте H , формулу (6) можно представить в следующем общем виде:

$$\Delta p_{g \text{ доп}} = f(E, H_{\min 4}, l, c_{ya})$$

и определить $H_{\min 4}$ в виде функции, зависящей от переменной E и параметров $\Delta p_{g \text{ доп}}, l, c_{ya}$.

Окончательное значение H_{\min} равно максимальному из четырех значений:

$$H_{\min} = \max(H_{\min 1}, H_{\min 2}, H_{\min 3}, H_{\min 4}).$$

Максимальное значение высоты $H_{\max}(E)$ в (4) определяется минимальным скоростным напором q_{\max} и разрешённой высотой полёта $H_{\max 1}$. Максимальное значение высоты $H_{\max 2}$ определяется из численного решения уравнения

$$q(H_{\max 2}) = [\rho(H_{\max 2})(E - H_{\max 2})/2]$$

для ряда значений E , а затем зависимость $H_{\min 2}(E)$ аппроксимируется полиномиальной функцией.

Окончательное значение H_{\max} равно

$$H_{\max} = \min(H_{\max 1}, H_{\max 2}).$$

Граничные условия в (5) являются одними из характеристик силовой установки. Для расчетов они аппроксимируются дробно-рациональными функциями.

Оптимальные значения высоты полета H_{opt} и тяги P_{opt} для этапа снижения определяются по формуле

$$(H_{\text{opt}}, P_{\text{opt}}) = \max_{H, P} \frac{Q_{\text{сек}} + C_t}{n_{xa} V} \Big|_{E = \text{const}}$$

при постоянном уровне удельной механической энергии. Эта формула для нахождения значений $H_{\text{opt}}, P_{\text{opt}}$ справедлива при $n_{xa} < 0$, что выполняется на участке снижения. Потребное значение угла наклона траектории в этом случае определяется по той же формуле (2), что и на этапе разгона-набора высоты.

При расчете управления траекторией на этапе разгона-набора параллельно вычисляются по формуле (3) и крейсерские параметры полета $H_{\text{кр}}, V_{\text{кр}}$ для текущего веса самолета и определяется значение удельной механической энергии $E_{\text{кр}}$ для крейсерского режима в соответствии с этими параметрами.

Если текущее значение удельной механической энергии совпадает со значением этой величины на крейсерском режиме или даже превышает ее на незначительную величину, рассчитывается потребное значение угла наклона траектории согласно формуле

$$(7) \quad \theta_{\text{кр п}} = \arcsin \frac{k_{H1}(H_{\text{кр}} - H)}{V}$$

для выхода на крейсерскую высоту $H_{\text{кр}}$. В случае, если

$$\sin \theta_{\text{п}} > \sin \theta_{\text{кр п}},$$

то выполняется переход на крейсерскую высоту. Потребное значение угла наклона

траектории рассчитывается по формуле (7) в процессе всего крейсерского этапа. Значение параметра k_{H1} принимается равным 0.033 с^{-1} .

В процессе перехода на крейсерский режим и при полете на этом режиме потребное значение тангенциальной перегрузки рассчитывается по формуле

$$n_{xa \text{ кр п}} = k_E(E_{\text{кр}} - E) + k_\theta \sin \theta$$

где коэффициент k_E равен 0.02 м^{-1} , коэффициент $k_\theta = 0.2$.

Тяга рассчитывается в соответствии с интегральным законом

$$P(t) = mg \int_{t_{\text{кр}}}^t (n_{xa \text{ кр п}} - n_{xa}) dt.$$

Расчеты показывают, что при снижении оптимальная тяга только на начальном участке на незначительную величину превышает минимальную. На большей части траектории снижения она соответствует режиму полетного малого газа (ПМГ).

Значения параметра C_t постоянно на всей траектории, в том числе и для участка снижения.

При расчете потребных для управления параметров на участке снижения учитывается ограничение на высоту полета снизу, которое задает ограничение на угол наклона траектории

$$\theta_{\text{п}} \geq \arcsin \frac{k_{H1}(H_{\text{min}} - H)}{v}.$$

На участках выдерживания постоянного числа M применяется следующая формула для расчёта потребного угла наклона траектории:

$$\theta_{\text{п}} = \arcsin \frac{n_{xa} - k_M a_{\text{эв}} \Delta M / g}{1 - 0.13313 M^2}.$$

где ΔM – разность между потребным и текущим числами M , k_M – параметр.

Для выполнения расчетов согласно изложенному подходу необходимо иметь следующие исходные данные по самолету: аэродинамическую балансировочную поляру для всей разрешенной области режимов полета самолета и расходно-тяговые характеристики его двигателей.

3. Пример расчета выхода на крейсерский режим и полета на этом режиме

Расчёты полета варианта демонстрационного СПС производились для этапов набор-разгон и крейсерского этапа. Этап снижения не рассматривался. Максимальная взлётная масса самолёта равна 72 т, полный запас топлива составлял 36 т. Максимальное число M полета равно 2, ограничение сверху на скоростной напор принималось равным 42 кПа. Ограничение на интенсивность избыточного давления при звуковом ударе на местности принималось равным 83 Па. В качестве начальных условий принимались после взлётные условия: высота 457 м, число Маха – 0.4.

На рис. 1 показан профиль полета СПС в плоскости параметров «число M – высота». На этапе набор-разгон управление формируется из условия минимального расхода топлива при наборе механической энергии по приведённым выше алгоритмам. Параметр C_t принимался равным 0. На этом этапе расходуются 3596 кг топлива. При этом самолёт пролетает 432 км. Время полета составляет 17.5 мин.

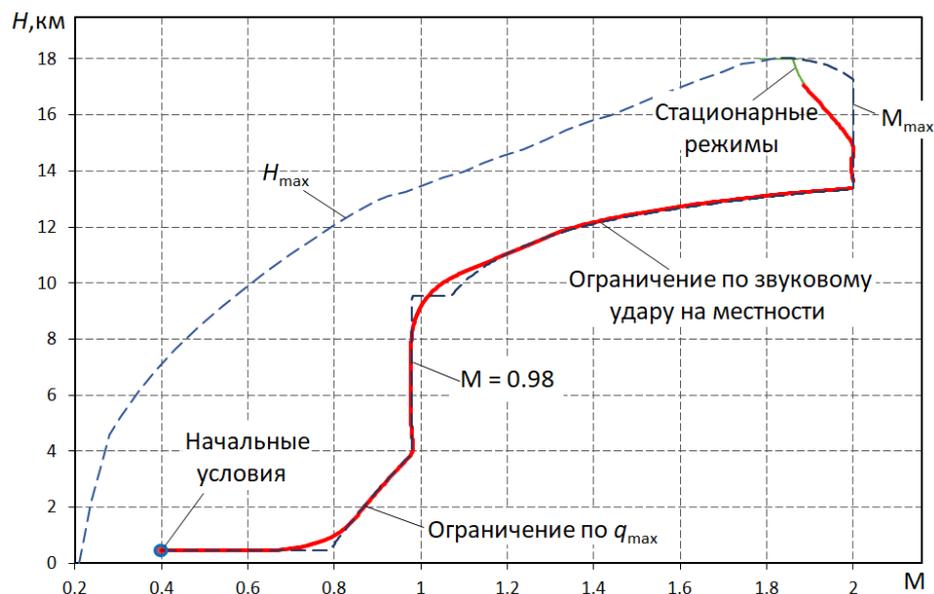


Рис. 1. Профиль полета в плоскости «число M – высота».

Непосредственно выход в крейсерские условия (условия стационарного полета) происходит с потерей скорости с $M = 2$ до $M = 1.89$. Стоит отметить, что на этом участке поддерживается постоянный уровень удельной механической энергии.

Крейсерские режимы лежат на отрезке, показанном на рис. 1 зелёным цветом. Пролетаемое на крейсерском этапе расстояние равно 6523 км, при этом расходуется 26804 кг топлива, время полёта составляет 3 часа 29 мин. Таким образом, на этапах набор-разгон и крейсерском (перед началом снижения) самолёт преодолевает 6955 км за 3 часа 46.5 мин., суммарный расход топлива составляет 30400 кг.

В приведенных в отчете алгоритмах рассчитываются требуемые значения угла наклона траектории и эти алгоритмы могут быть использованы в ВСС (вычислительной системе самолётовождения) для режима вертикальной навигации.

Расчёт траектории производился на полных уравнениях траекторного движения самолёта в вертикальной плоскости с учетом ограничений на нормальную перегрузку.

Доклад подготовлен в рамках реализации программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2030 годы при финансовой поддержке Министерством науки и высшего образования Российской Федерации (Соглашение о предоставлении гранта в форме субсидий из федерального бюджета на осуществление государственной поддержки создания и развития научных центров мирового уровня, выполняющих исследования и разработки по приоритетам научно-технологического развития от 17 мая 2022 года №075-15-2022-1023).

Список литературы

1. Falco M. Supersonic Transport Climb Path Optimization Including a Constraint on Sonic Boom Intensity // Journal. 1963. Vol. 1, No. 12. P. 2859- 2862.