

ЗАДАЧА ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ УГЛОМ АТАКИ ГИПЕРЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ЭТАПЕ РАЗГОНА-НАБОРА ВЫСОТЫ

1. Вырожденная задача об оптимальной траектории разгона-набора высоты самолета из условия минимума расхода топлива. Впервые решение данной задачи было получено в работе [1]. С использованием методов классического вариационного исчисления была найдена экстремаль $h'(M)$ на дозвуковом участке полета, названная кривой Остославского (рис. 1, а).

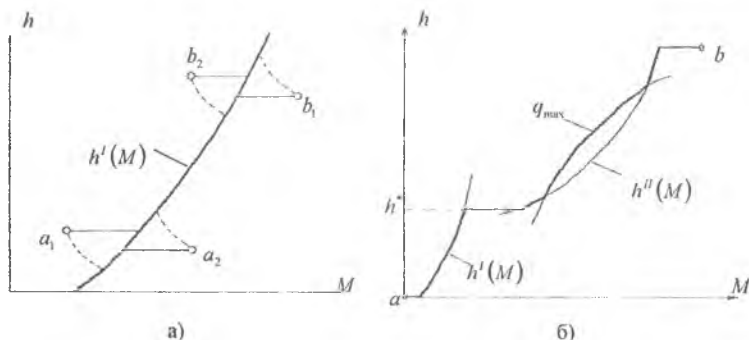


Рис. 1 Вырожденная задача об оптимальной траектории разгона-набора высоты: а) дозвуковая экстремаль (кривая Остославского); б) траектория разгона-набора высоты, полученная в результате инженерного расчета на основе оптимального решения

Из-за принятых в постановке задачи допущений (угол атаки в уравнения движения входит линейно) кривая $h'(M)$ не проходит через граничные точки a_1 (a_2), b_1 (b_2). В результате полная траектория полета в дозвуковом диапазоне скоростей состоит из экстремали $h'(M)$ и участков вертикального подъема или спуска, которые в инженерных расчетах заменяют прямолинейными горизонтальными траекториями.

«...При дальнейших исследованиях Миеле остроумным применением теоремы Грина доказал оптимальность режимов, содержащих одну из экстремальных ветвей, и описал принципиальную структуру оптимального режима в случае неединственности экстремалей. Неяс-

ным оставался вопрос об оптимальном положении «скачков» (участков горизонтального полета) с одной экстремали на другую...»[2].

Полное решение задачи было найдено на основе специального метода решения вырожденных вариационных задач, который обеспечивает достаточные условия оптимальности [2]. В результате инженерного расчета на основе оптимального решения в [2] была построена зависимость высоты полета от скорости (рис 1, б), которую принято называть типовой траекторией разгона-набора высоты. На рис. 2 представлены типовые траектории полета гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА) различных целевых назначений по данным различных исследований [3, 4].

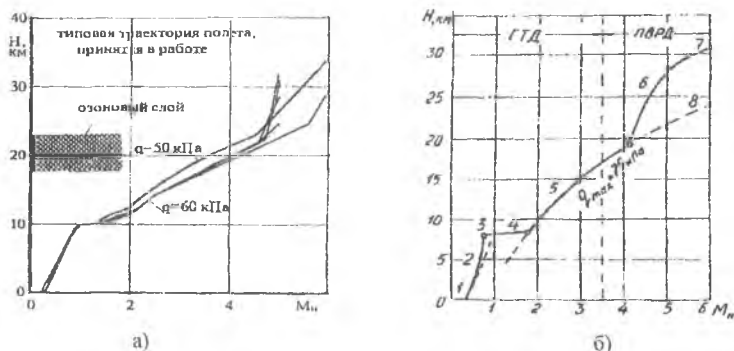


Рис. 2 Типовые траектории полета ГЛА:

- а) траектория движения гиперзвукового самолета-разгонщика (ГСР) без параллакса;
- б) траектория движения гиперзвукового маршевого самолета (ГМС)

2. Задача о быстродействии при движении ГЛА на этапе разгона-набора высоты в сверхзвуковом диапазоне скоростей. В процессе решения данной нелинейной задачи в [5] получена программа управления углом атаки с использованием принципа максимума Понтрягина (рис. 3).

Огличительной особенностью данной программы является ее «близость» к программе релейного типа с одним переключением с минимально допустимого управления на максимальное. При решении многопараметрической краевой задачи характер программы управления может измениться в результате варьирования значений сопряженных переменных на границе. Однако, из-за отсутствия регулярных методов выбора начальных приближений в качестве параметров краевой задачи приняты граничные значения управления $\alpha_{\min}, \alpha_{\max}$.

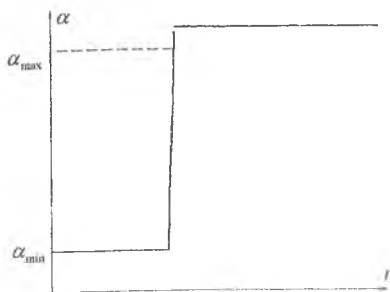


Рис. 3 Программа управления углом атаки

Граничными условиями движения ГЛИА являются значения фазовых координат (скорость, угол наклона траектории, высота и масса) на типовой траектории. В качестве объекта управления рассматривается ГЛИА двойного применения, движущийся в вертикальной плоскости с постоянным расходом топлива [3]. Начальная тяговооруженность ГЛИА равна 1, что соответствует секунднему расходу топлива $\beta = 76 \text{ кг/с}$. Стартовая масса ГЛИА равна

300000 кг. Результаты решения краевой задачи методом Ньютона представлены на рис. 4

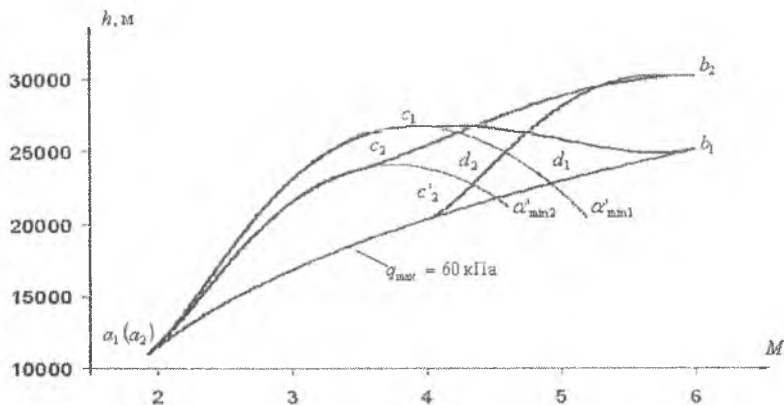


Рис. 4 Задача о быстродействии при движении ГЛИА на этапе разгона-набора высоты в сверхзвуковом диапазоне скоростей:

$a_1 b_1$ - типовая траектория ГСП; $a_2 c_2 b_2$ - типовая траектория ГМС; $a_1 c_1 b_1$, $a_2 c_2 b_2$ - траектории ГСП и ГМС соответственно, полученные из решения краевой задачи

Основным недостатком полученного решения является «сужение» области варьируемых траекторий сравнения, так как в результате варьирования границ управления при решении краевой задачи область допустимых управлений углом атаки ГЛИА A' содержится в области управлений A , определяющейся отрезком $[\alpha_{\min}, \alpha_{\max}]$, но не совпадает с ней ($A' \subset A$). Например, для ГМС в результате решения задачи о быстродействии в область сравниваемых

траекторий не включаются траектории, проходящие через область, ограниченную замкнутой кривой $a_2c_2d_2c'_2$, а для ГСР – кривой $a_1c_1d_1$ (рис. 4). Поэтому в дальнейшем траектории, полученные из решения краевой задачи, называются приближенно-оптимальными траекториями по сравнению с любыми другими траекториями, реализуемыми при движении ГЛА с программами управления углом атаки, принадлежащими области A .

На рис. 5 показаны значения затраченной массы топлива, отнесенной к массе всего топлива (согласно [4], $m_{\Sigma} = 0,3m_0$), при движении ГЛА по приближенно-оптимальным и типовым траекториям (рис. 4).

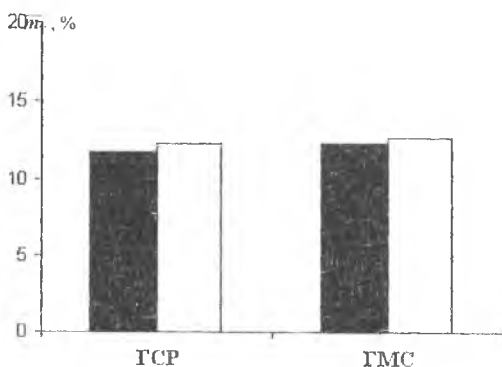


Рис. 5 Относительная масса топлива, затраченного на участке полета со сверхзвуковой и гиперзвуковой скоростью:

■ – типовые траектории, □ – приближенно-оптимальные траектории

3. Выводы. Сравнивая результаты проведенных исследований в задаче оптимального разгона-побора высоты для сверхзвукового диапазона скоростей в нелинейной постановке с результатами для вырожденной задачи, можно сделать следующие выводы:

- как видно из рис. 5, на рассматриваемом участке полета ГЛА и ГСР расходуют приблизительно 12% топлива. Кроме того, при движении по приближенно-оптимальным траекториям, выигрыш в затратах топлива составляет 0,3%-0,5% от массы всего топлива;

- для дополнительной экономии затрат топлива решение нелинейной оптимальной задачи необходимо искать во всем допустимом диапазоне высот и скоростей полета ГЛА с заданными ограничениями на управление углом атаки в первоначальной постановке задачи

$$\alpha \in A = [\alpha_{\min}, \alpha_{\max}]$$

Основным преимуществом полученной программы управления углом атаки является простота ее использования при моделировании движения ГЛА, так как минимальное и максимальное значения угла атаки определяются из решения краевой задачи с параметрами θ_k, h_k (конечное значение скорости полета является условием остановки интегрирования при решении задачи Коши) для системы дифференциальных уравнений, описывающих динамику движения центра масс. Следовательно, в использовании принципа максимума Понтрягина уже нет необходимости - момент времени переключения с минимального угла атаки на максимальный можно выбрать из ряда его наперед заданных значений, лежащих в интервале времени движения из условия минимума затрат топлива в результате многократного решения вышеупомянутой двухпараметрической краевой задачи (так называемая параметрическая оптимизация).

Очевидно, что для ГМС выигрыш в затратах топлива на 0,4% не может значительно повлиять на дальность полета. В случае ГСР масса полезной нагрузки, выводимой на орбиту, увеличивается приблизительно на 0.1% $m_{гт}$ (масса второй ступени приблизительно равна всей массе топлива ГСР, число Циолковского приблизительно равно 3), что соответствует увеличению массы полезной нагрузки на 100-120 кг при стартовой массе 300000 кг.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Остославский И. В., Лебедев А.А. О расчете подъема скоростного самолета // Ж. Техника воздушного флота, 1946, №8-9.
2. Кротов В.Ф., Букреев В.З, Гурман В.И. Новые методы вариационного исчисления в динамике полета. – М.: Машиностроение, 1969.
3. Нечаев Ю.Н. Силовые установки гиперзвуковых и воздушно – космических летательных аппаратов. М.: Издание Академии Космонавтики им. К.Э. Циолковского, 1996.
4. Нечаев Ю.Н. Полев А.С. Никулин А.В. Моделирование условий работы пароводородного РТД в составе силовой установки гиперзвукового летательного аппарата / Вестник академии космонавтики: направление фундаментальных и прикладных проблем космонавтики, - материалы научных докладов на заседаниях направления в 1996-1997 гг. М.: Издание Академии Космонавтики им. К.Э. Циолковского, 1998. С. 159-191.
5. Бебяков А.А. Оптимальное управление углом атаки гиперзвукового летательного аппарата на этапе разгона-набора высоты. / Студенческая наука аэрокосмическому комплексу: сборник трудов студентов и аспирантов факультета ЛА. Выпуск 7. - Самара: СГАУ, 2004. С. 3-9.