

Оптимизация программы полета дозвукового пассажирского самолета на участке разгона – набора высоты

© Е.А. Губарева, Т.Ю. Мозжорина
МГТУ им. Н.Э.Баумана, Москва, 105005, Россия

Математическое моделирование полета основано на традиционных подходах, используемых для пассажирских дозвуковых самолетов. Оптимизация участка полета разгона – набора высоты, проводится при рассмотрении нескольких критериев оптимизации. При моделировании полета используется встроенная модель двухконтурного турбореактивного двигателя, позволяющая рассчитать характеристики силовой установки при любых режимах полета.

Ключевые слова: моделирование полета, моделирование ГТД, оптимизация программы полета пассажирских самолетов.

Введение. Вопросы оптимизации полета пассажирских самолетов не теряют актуальности уже несколько десятилетий. Этой проблеме посвящены многие работы отечественных и зарубежных авторов [1–12].

В настоящей работе использованы традиционные подходы при моделировании полета дозвукового самолета в вертикальной плоскости [1], [2]. Алгоритм расчета отражает особенности отдельных участков полета: взлет, первичный набор высоты, основной набор высоты и т. д. Для каждого участка в соответствии с тем, как принято на практике, составлена своя система дифференциальных уравнений движения ЛА (описывающих только движение центра масс без учета уравнений моментов), характерная для заданного режима полета. Система дифференциальных уравнений решается численным методом предиктор-корректор (метод Адамса), первые шаги в котором осуществляются по методу Рунге – Кутты четвертого порядка.

В уравнениях движения не пренебрегаем углами атаки (хотя это упрощение широко применяется при моделировании полета гражданских самолетов). Данные по аэродинамике (поляры с указанием углов атаки) представлены в табличном виде. Промежуточные значения рассчитываются путем линейной интерполяции. Расчет характеристик двигателей проводится в отдельной подпрограмме, которая вызывается внутри подпрограммы численного метода решения системы дифференциальных уравнений, т. е. модель двигателя встроена в программу, моделирующую полет пассажирского дозвукового самолета. Интерполяция заранее рассчитанных характеристик в поле допустимых режимов полета не применяется, что является особенно-

стью представляемой работы. Модель двигателя соответствует первому уровню, описанному в [3]. Характеристики узлов двигателя даны в виде математических моделей нулевого уровня (обобщенные аппроксимационные зависимости). При необходимости решения системы алгебраических нелинейных уравнений (в модуле расчета характеристик двигателя) используется модифицированный метод Ньютона. Переходные режимы работы двигателя не моделируются. Термодинамические свойства рабочего тела определяются в соответствии с алгоритмами, изложенными в [3], [4].

Постановка задачи. Оптимизация программы полета на участке разгона – набора высоты ($H = f(V)$) проводится с использованием следующих критериев эффективности:

- минимум потерянной дальности $L_{\text{пот}}$;
- минимум времени t , затраченного на набор высоты;
- минимум топлива m_T , израсходованного на этом участке полета.

Указанные критерии являются функционалами в задаче вариационного исчисления

$$L_{\text{пот}} = \int_{H_{e1}}^{H_{e2}} F_1(V, H, R, G_t, \alpha, \theta) dH_e \rightarrow \min,$$

$$t = \int_{H_{e1}}^{H_{e2}} F_2(V, H, R, G_t, \alpha, \theta) dH_e \rightarrow \min,$$

$$m_T = \int_{H_{e1}}^{H_{e2}} F_3(V, H, R, G_t, \alpha, \theta) dH_e \rightarrow \min.$$

Решение вариационной задачи сводится к минимизации в каждой расчетной точке программы полета на участке основного набора высоты (с 450 м, где считаем, что перестройка конфигурации крыла с взлетной на крейсерскую уже произведена и двигатели выведены на номинальный режим работы, до высоты 10 600 м и $M_{\text{п}} = 0,8$) таких локальных критериев эффективности, как функции Флорова [1], [2] вида

$$F_1 = \frac{G_t i}{m_e V} L_{\text{усл}} - 1, \quad F_2 = \frac{1}{n_x V}$$

или

$$F_3 = \frac{G_t i}{n_x V}.$$

Эти функции есть не что иное, как производные соответствующих интегральных критериев оптимизации по энергетической высоте:

$$F_1 = \frac{dL_{\text{пот}}}{dH_e}, \quad F_2 = \frac{dL_{\text{пот}}}{dH_e} \quad \text{и} \quad F_3 = \frac{dm}{dH_e}. \quad \text{Значения энергетической высоты}$$

начала и конца исследуемого участка полета строго фиксированы.

Таким образом, выбор оптимальных значений H и V при каждом значении энергетической высоты (аргумент в системе ДУ движения) определяется по условию минимизации производных соответствующих критериев эффективности по энергетической высоте при следующих ограничениях: $H_{k+1} \geq H_k$, $V_{k+1} \geq V_k$.

Для моделирования выбраны параметры самолета, характерные для средне- и дальнемагистральных самолетов (высокое аэродинамическое качество – 20...23 в крейсерском полете; двигатели повышенной степени двухконтурности – около 5 в крейсерском полете; достаточно большая взлетная масса – 140 т). Дифференциальные уравнения на исследуемом участке полета расписаны по аргументу энергетическая высота (см. ниже). Ядром алгоритма оптимизации является следующая расчетная схема: основной набор высоты при заданной программе полета.

Уравнения движения в этом случае записываются по переменной – энергетической высоте $H_e = \frac{V^2}{2g} + H$:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dm_c}{dH_e} = -G_t i \frac{m_c g}{(Ri \cos \varphi_1 \cdot \cos(\alpha + \varphi_0) - X)V} \\ \frac{dt}{dH_e} = \frac{m_c g}{(Ri \cos \varphi_1 \cdot \cos(\alpha + \varphi_0) - X)V} \\ \frac{dL}{dH_e} = \frac{m_c g \cdot \cos \theta}{Ri \cos \varphi_1 \cdot \cos(\alpha + \varphi_0) - X} \end{array} \right\}$$

где m_c – масса самолета; V – скорость полета; G_t – расход топлива одного двигателя; φ_1 – угол установки двигателя в горизонтальной плоскости относительно оси фюзеляжа; φ_0 – угол установки двигателя в вертикальной плоскости относительно хорды крыла; α – угол атаки; θ – траекторный угол; L – дальность полета; t – время полета; i – число двигателей; $g = 9,81$ м/с – ускорение свободного падения;

ния; $X = C_x \frac{\rho V^2}{2} S$ – сила аэродинамического сопротивления;

$Y = C_y \frac{\rho V^2}{2} S$ – подъемная сила; R – тяга одного двигателя.

Тяга двигателя и расход топлива определяются заданным режимом работы двигателя (номинальный режим при наборе высоты в основном полете, т. е. 0,95 от оборотов ротора высокого давления на максимальном режиме) и условиями полета (высотой и скоростью).

Расчет ведется при следующих допущениях:

- между отдельными точками программы полета $H = f(V)$

предполагается постоянство производной $\frac{dH}{dH_e} = \frac{\Delta H_k}{\Delta H_{ek}} = \frac{\sin \theta_k}{n_x} =$

$= \text{const}$, где продольная перегрузка n_x определяется по формуле

$$n_x = \frac{Ri \cos \varphi_1 \cdot \cos(\alpha + \varphi_0) - X}{m_c g};$$

- между заданными точками программы полета предполагается постоянство траекторного угла $\theta_k = \text{const}$.

Тогда из уравнения $\frac{d\theta}{dt} = \frac{Y - m_c g \cos \theta + Ri \sin(\alpha + \varphi_0)}{m_c V} = 0$, выпол-

няющегося между заданными точками программы полета, имеем $Y - m_c g \cdot \cos \theta_k + Ri \sin(\alpha + \varphi_0) = 0$, откуда численно можно определить θ_k и α (применяется метод дихотомии).

Результаты расчетов. На рис. 1 приведены полученные программы полета при трех различных критериях эффективности. Негладкий характер протекания зависимостей $H = f(V)$, видимо, объясняется наличием вышеуказанных ограничений, а также очень большими экстремумами критериев оптимизации (изменение критерия эффективности при заданном значении энергетической высоты соизмеримо с точностью определения характеристик двигателя).

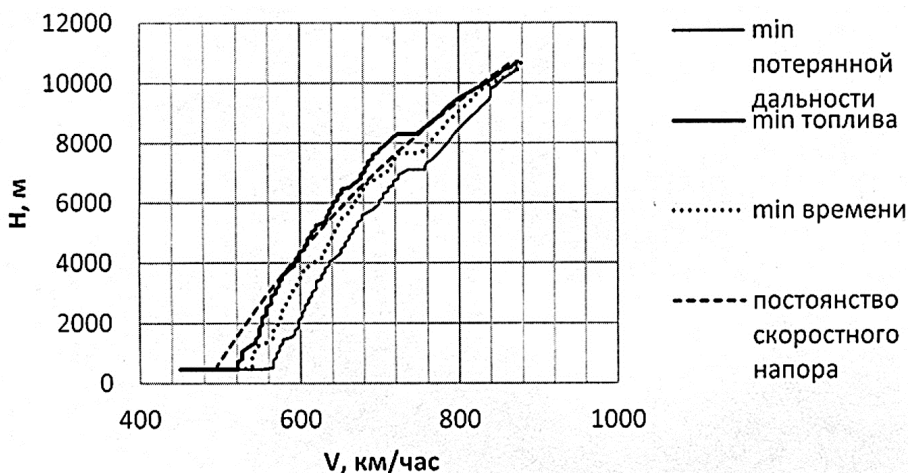


Рис. 1. Программы полета, полученные при использовании трех различных критериев эффективности

Для косвенной оценки правильности полученных результатов были проведены расчеты для пяти произвольно выбранных программ полета, представленных на рис. 2.

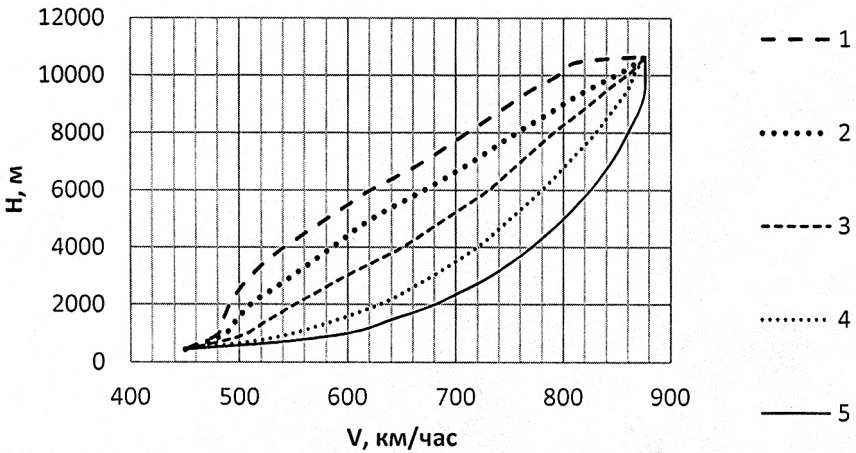


Рис. 2. Различные программы полета на участке основного набора высоты

На рис. 3 представлены значения функции Флорва $F_1 = \frac{dL_{\text{пот}}}{dH_e}$ для выбранных пяти программ полета. Оптимальная программа полета дает огибающую полученному семейству кривых.

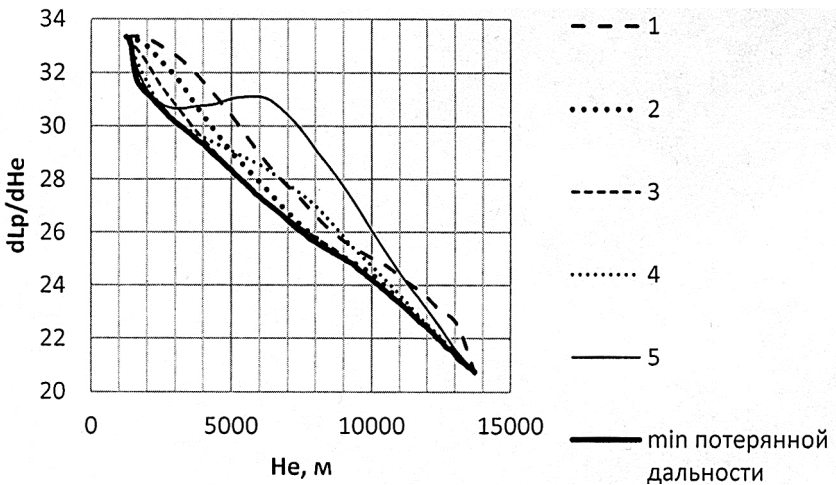


Рис. 3. Сравнение значений производных потерь дальности по энергетической высоте для различных программ полета

Аналогичную картину дает сравнение функций Флорва $F_1 = \frac{dL_{\text{пот}}}{dH_e}$ и $F_3 = \frac{dm}{dH_e}$ для различных программ полета, представленных на рис. 4 и 5.

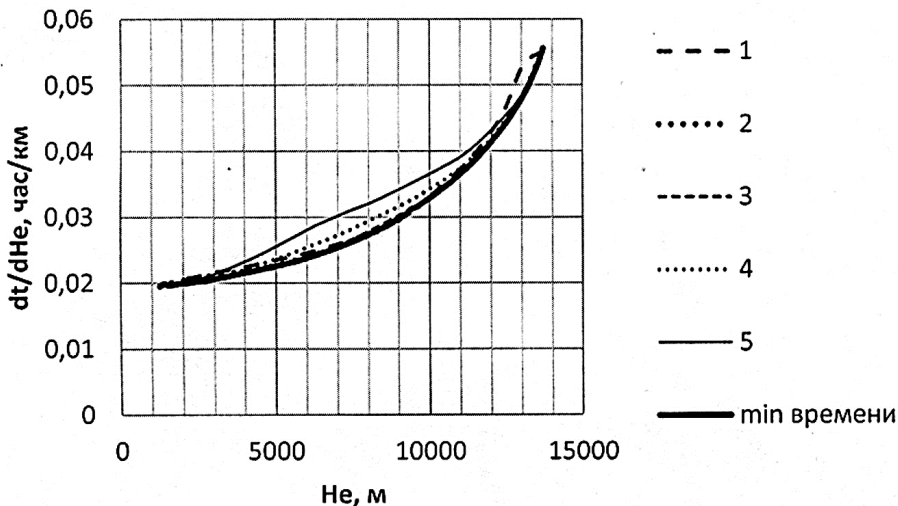


Рис. 4. Сравнение значений производных времени по энергетической высоте для различных программ полета

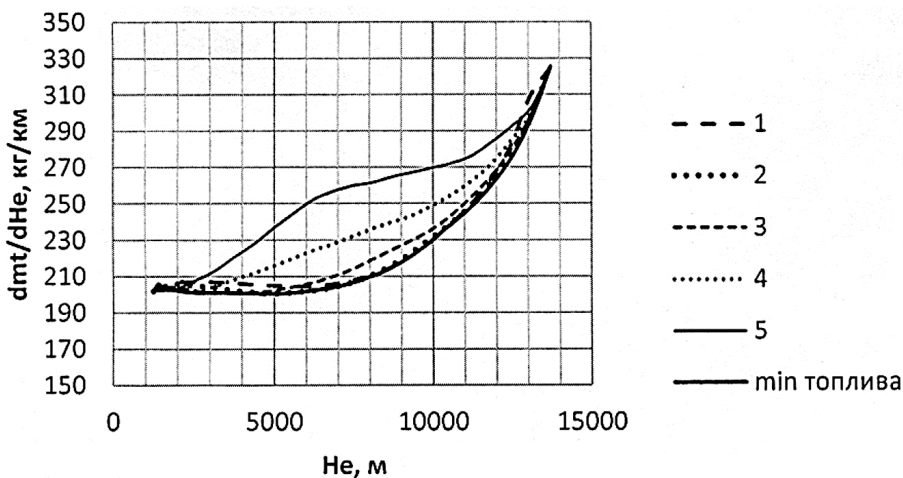


Рис. 5. Сравнение значений производных массы топлива по энергетической высоте для различных программ полета

Результаты оптимизации потерянной дальности, расхода топлива и времени набора высоты представлены на рис. 6–8. Под № 6 программа полета, соответствующая минимуму потерянной дальности (см. рис. 6), под № 7 программа полета, соответствующая минимуму расхода топлива (см. рис. 7), под № 8 программа полета, соответствующая минимуму времени, затраченному на набор высоты (см. рис. 8).

Следует отметить, что абсолютные значения полученных выигрышей незначительны.

На рис. 9 представлены соответствующие траектории полета ($H = f(L)$).

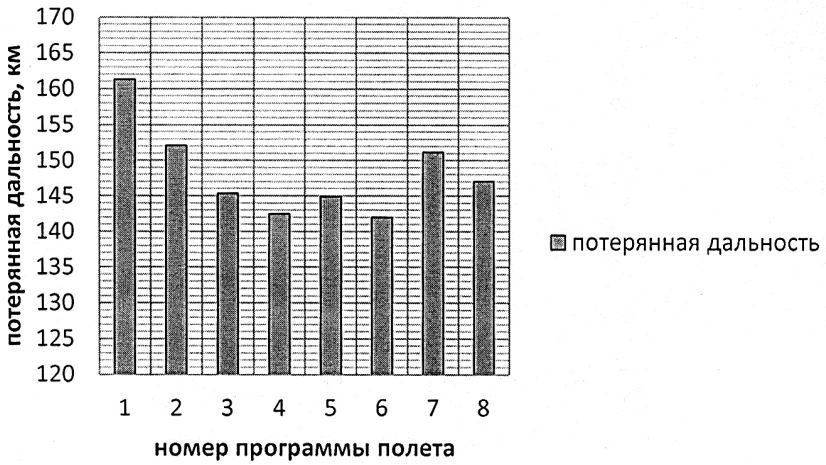


Рис. 6. Результат оптимизации потерянной дальности

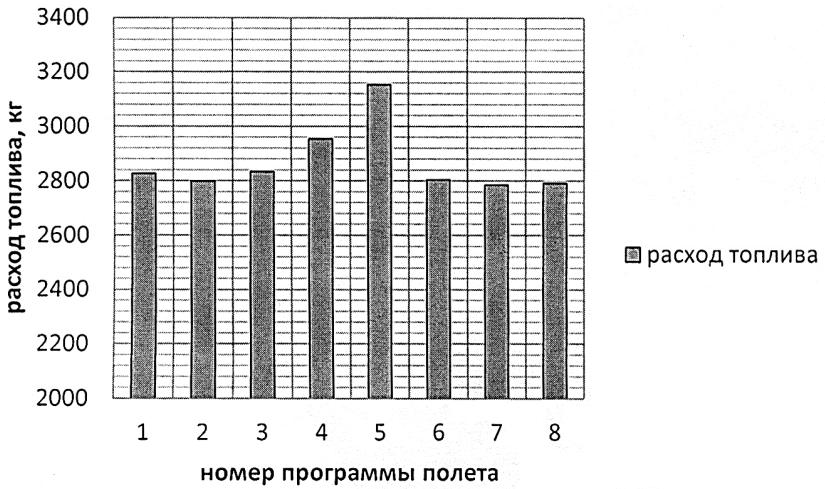


Рис. 7. Результат оптимизации расхода топлива

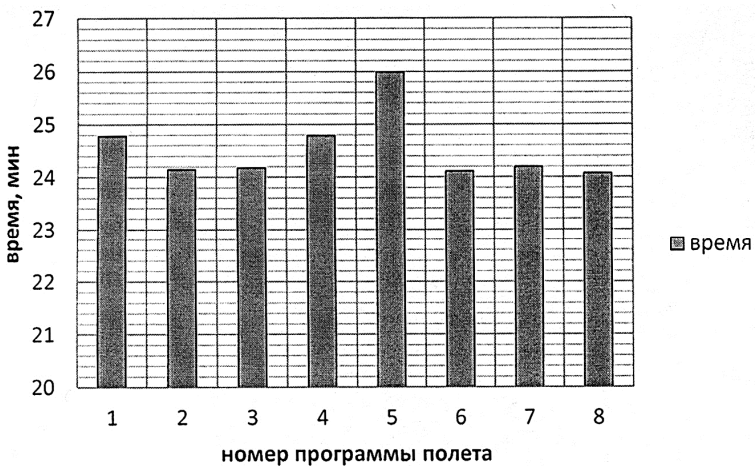


Рис. 8. Результат оптимизации времени набора высоты

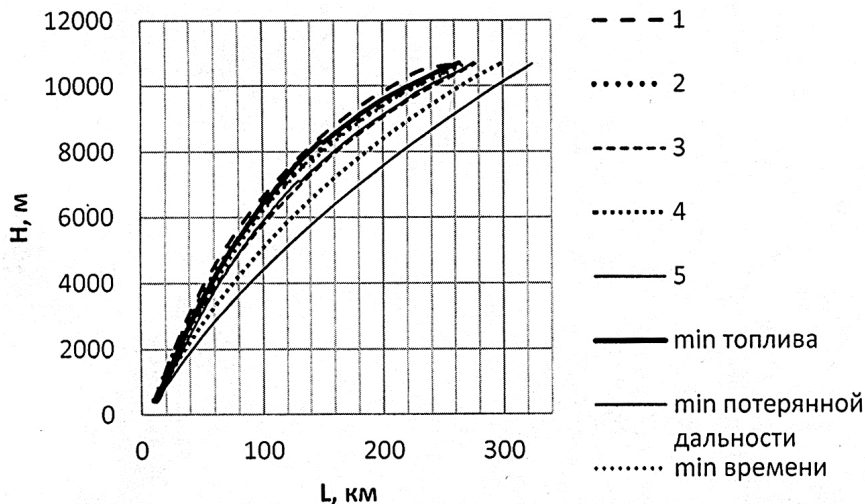


Рис. 9. Траектории полета на участке основного набора высоты

Изменение потребных углов атаки и соответствующих значений аэродинамического качества для рассмотренных программ полета представлены на рис. 10 и 11 соответственно.

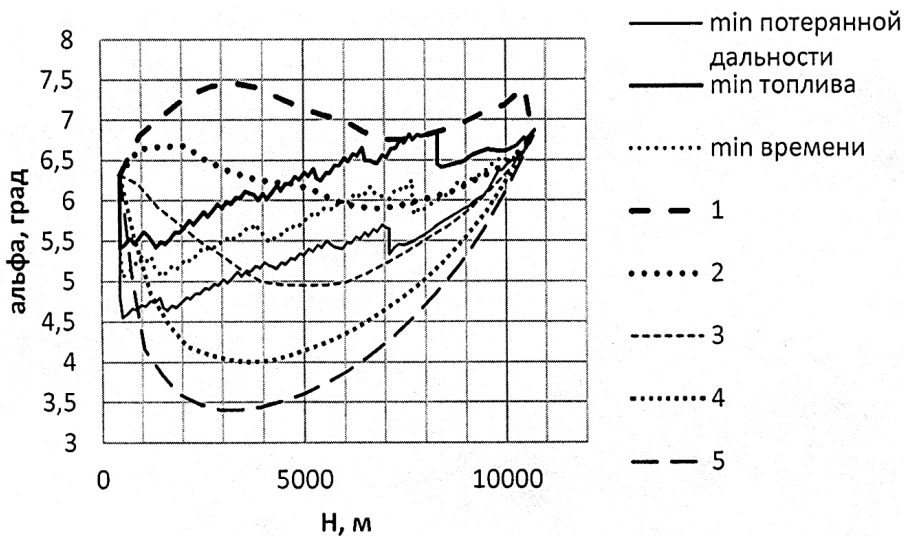


Рис. 10. Изменение углов атаки для различных программ полета

Выводы. Результаты оптимизации по различным критериям эффективности достаточно близки.

Абсолютные значения получаемых выигрышей по любому из рассмотренных критериев эффективности незначительны. В связи с этим следует говорить не об оптимальных программах полета, а о предпочтительном коридоре, в котором должна содержаться реализуемая программа полета.

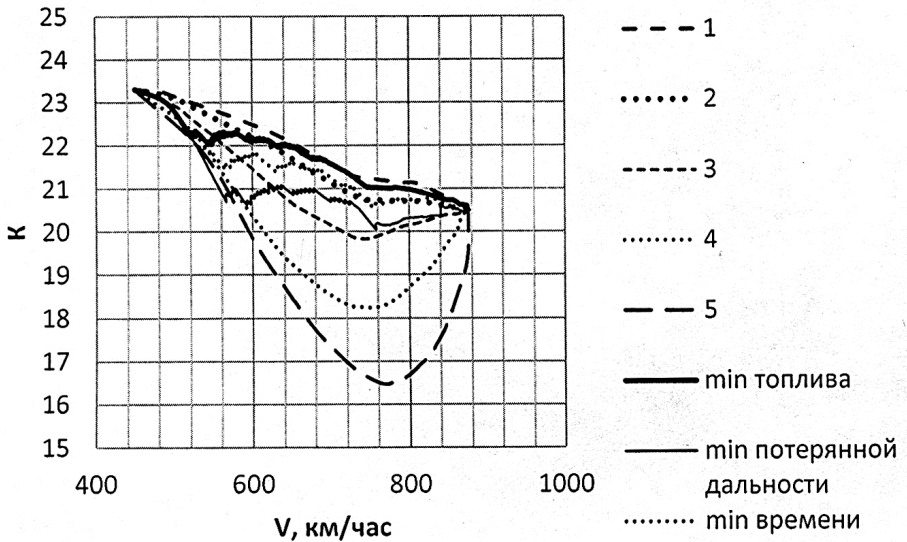


Рис. 11. Изменение аэродинамического качества для различных программ полета

Оптимальные программы полета близки к линии постоянного скоростного напора (см. рис. 1), что соответствует приблизительно постоянству приборной скорости при наборе высоты. Наибольшее отклонение программы полета при постоянном скоростном напоре от оптимального (более резкий набор высоты при меньших скоростях) наблюдается в области небольших высот полета – до 3 500–4 000 м, что может оказаться целесообразным с точки зрения снижения шума пролетающего самолета над населенными пунктами.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Югов О.К., Селиванов О.Д. *Основы интеграции самолета и двигателя*. Югов О.К., ред. Москва, Машиностроение, 1989, 304 с.
- [2] *Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов*. Бюшгенс Г.С., ред. Москва, Пекин, Изд-во ЦАГИ; Авиаиздательство КНР, 1995, 772 с.
- [3] *Теория двухконтурных турбореактивных двигателей*. Шляхтенко С.М., ред. Москва, Машиностроение, 1979.
- [4] Янкин В.И. *Система программ для расчета характеристик ВРД*. Москва, Машиностроение, 1976.
- [5] Скрипниченко С.Ю. *Оптимизация режимов набора высоты (экономические режимы полета)*. Москва, Машиностроение, 1975, 191 с.
- [6] Скрипниченко С.Ю. Основные направления экономичности полета гражданских самолетов. *Авиация и космонавтика – 2003. Тез. докл. междунар. научн. конф.* Москва, МАИ, 2003, с. 74–75.
- [7] Скрипниченко С.Ю. Развитие энергетического метода для оптимизации режимов набора высоты и снижения. *Современные проблемы динамики полета, аэродинамики и летных испытаний. Сб. докл. Всерос. конф.* Москва, МАИ, 2004, с. 110–118.

- [8] Скрипниченко С.Ю. Влияние индивидуальных характеристик самолета на наиболее выгодные режимы полета. *Научный вестник МГТУ ГА. Сер. Аэромеханика и прочность*. Москва, 2005, № 81, с. 107–110.
- [9] Киселев М.А., Костин А.М. Тюменев В.Р. К оптимизации управления траекторным движением самолета. *Научный вестник МГТУ ГА*, 2008, № 125, с. 138–145.
- [10] Van Dierendock A. J. Practical Optimal flight control for aircraft with large flight envelopes. *AJAA Paper*, 1978, № 73 (159), 6 p.
- [11] Schultz R., Zagalsky N. Aircraft performance optimization. *Journal of Aircraft*, 1972, vol. 9 (2), 78 p.
- [12] Burrows J.W. Fuel optimal trajectory computation. *Journal of Aircraft*. 1972, vol. 19 (4), 64 p.

Статья поступила в редакцию 27.06.2013

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Губарева Е.А., Мозжорина Т.Ю. Оптимизация программы полета звукового пассажирского самолета на участке разгона – набора высоты. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, вып. 12. URL: <http://engjournal.ru/catalog/mathmodel/aero/896.html>

Губарева Елена Александровна родилась в 1982 г., окончила МГУ им. М.В. Ломоносова в 2004 г. Канд. физ.-матем. наук, доцент кафедры «Вычислительная математика и математическая физика» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор 8 научных работ в области механики контактных взаимодействий. e-mail: gubareva_ea@pochta.ru.

Мозжорина Татьяна Юрьевна родилась в 1959 г., окончила МАИ в 1982 г. Канд. техн. наук, доцент кафедры «Вычислительная математика и математическая физика» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор 15 научных работ в области моделирования характеристик ГТД, моделирования полета пассажирских самолетов, оптимизации СУ в системе ЛА. e-mail: mozzhorina@mail.ru.