

ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПОЛЁТА МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЁТА В УСЛОВИЯХ НЕОПРЕДЕЛЁННОСТИ ЗАДАЧ

© 2023

П. Маркевич аспирант кафедры «Динамика и управление движением летательных аппаратов»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); przemek.markiewicz@mail.ru

Рассматриваются вопросы оптимизации полёта магистральных самолётов в условиях неопределённости целей и задач. На основе анализа существующего критерия выбора режима полёта рассмотрены две основные цели полёта – минимизация расхода топлива и продолжительности полёта. Исследование данного критерия позволило разработать аналитическую модель показателя эффективности с двумя частными критериями и весовым коэффициентом в качестве меры сравнительной важности между выявленными целями. Показано, что весовой коэффициент в задачах исследования лётной эффективности является мерой неопределённости задач. Рассмотрение роли весового коэффициента в целевой функции оптимизационной задачи позволило разработать эксплуатационный и траекторный методы выбора режимов полёта. Рассмотрены проблемы оптимизации крейсерского полёта и режимов изменения высоты. В работе вводится понятие оптимальной дальности крейсерского полёта в качестве критерия эшелонирования, позволяющего рационально планировать профиль полёта на различных эшелонах в условиях неопределённости задач. Порядок исследования эффективности и оптимизации полёта продемонстрирован методом математического моделирования. Результаты вычислений сопоставлены с расчётом полёта на типовых режимах, рекомендованных руководством по лётной эксплуатации. Предложенные методы исследования лётной эффективности могут быть полезны в разработке рекомендаций по эксплуатации магистральных самолётов. В работе используются методы многоцелевого подхода, исследования операций и теории принятия решений, в качестве объекта исследования был выбран дальнемагистральный самолёт Ил-96-300.

Лётная эффективность; магистральный самолёт; оптимизация режимов полёта; моделирование полёта; критерий эшелонирования; оптимальная дальность крейсерского полёта; многоцелевая постановка задачи; многокритериальная задача

Цитирование: Маркевич П. Исследование эффективности полёта магистрального самолёта в условиях неопределённости задач // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 1. С. 29-40. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-1-29-40

Введение

Эффективность полёта магистральных самолётов находится в непосредственной связи с процессом рационального выбора режима полёта. Традиционно выбор режима полёта производится на основе анализа его экономического результата. Однако в исследовательских задачах динамики полёта информация об экономических условиях полёта обычно отсутствует (неопределённость целей и задач), что сказывается на достоверности и актуальности полученных результатов. Разработка методов анализа лётной эффективности магистральных самолётов является востребованным научным направлением.

Основным фактором, влияющим на эффективность полёта, является режим эксплуатации [1]. Под режимом эксплуатации понимаются параметры настройки y_x (параметры, которые устанавливаются в начале полёта, такие как основной запас топлива $m_{OЗТ}$, масса коммерческой нагрузки $m_{к.н}$, значение центровки $\bar{x}_{т,0}$ и др.) и параметры управления (режим полёта). В задачах исследования лётной эффективности режимом

полёта является набор вектор-функций (программ), однозначно описывающих состояние самолёта в каждой точке траектории L в полёте на заданную дальность L_k :

$$y(L) = [H(L), V(L), R(L)], \quad 0 \leq L \leq L_k, \quad (1)$$

где $V(L)$, $H(L)$, $R(L)$ – программы изменения соответственно скорости, высоты, режима работы двигателей.

Выбор режима в полёте на заданную дальность L_k и при заданных параметрах настройки y_x обычно производится посредством минимизации функционала полётных издержек $C(L_k, y_x, y)$ [2]:

$$C(L_k, y_x, y) = c_F \int_0^{L_k} \left[q_{\text{км}}(y) + c_I \frac{1}{V} \right] dL, \quad (2)$$

$$C(L_k, y_x, y) = \min_{y \in Y_{\text{доп}}} C(L_k, y_x, y),$$

где $q_{\text{км}}$ – километровый расход топлива; c_F – стоимость тонны топлива; $c_I = c_T/c_F$ – показатель стоимости; c_T – стоимость лётного часа; $Y_{\text{доп}}$ – множество допустимых режимов полёта.

Функционал (2) при заданных параметрах задачи зависит лишь от выбора режима полёта (1). В практике выделяют два типа основных режимов полёта [3]. *Экономические режимы* $y_{\text{эк}}$ – режимы, которые обеспечивают минимум расхода топлива вдоль всей траектории полёта. *Скоростные режимы* $y_{\text{ск}}$ – режимы, которые выполняются на максимальной скорости горизонтального полёта при режимах работы двигателей, близких к максимальным продолжительным (номинальным). Таким образом, множеством допустимых режимов полёта является множество, ограниченное экономическими и скоростными режимами: $y \in Y_{\text{доп}} = \{y : y_{\text{эк}} \leq y \leq y_{\text{ск}}\}$. Существуют две основные цели любого полёта – достижение наилучшей топливной эффективности и выполнение лётного задания за возможно минимальное время. Поэтому в лётной практике чаще всего ($c_F > 0$, $c_T > 0$) применяются *компромиссные режимы*, которые рациональным образом учитывают частные цели конкретного лётного задания.

В настоящее время функционал (2) является основным критерием выбора компромиссных режимов полёта и используется в современных системах оптимизации режимов полёта (СОПР). Данная целевая функция указывает на цели эксплуатации (снижает вопрос *неопределённости целей*), однако наличие финансовых параметров (c_F и c_I) является источником неопределённости в задачах исследования эффективности полёта. Данную неопределённость назовём *неопределённостью задач*, которая наблюдается также в других критериях выбора режимов полёта [4; 5].

Целью настоящей работы является рассмотрение функционала (2) в аналитическом виде, а также исследование условий достижения компромисса между отдельными целями полёта в условиях неопределённости задач на основе многоцелевого подхода [2]. Расчёт показателей топливной эффективности и эксплуатационных показателей выполнен по формулам, известным из динамики полёта [3; 6], на основе математической модели объекта исследования, в качестве которого был выбран дальнемагистральный самолёт Ил-96-300.

Многоцелевая постановка задачи

Исследование эффективности магистральных самолётов в условиях неопределённости задач является оптимизационной задачей при векторном критерии оптимальности. Функционал в форме (2) является двухкритериальным показателем эффективности. Пусть первый частный критерий оценивает топливную эффективность $f_1(y)$, второй – скоростную эффективность $f_2(y)$. Данные частные критерии являются непрерывными функциями от режима полёта $y(L)$ (1). Пусть данные частные критерии определены на множестве оптимальных режимов $Y_{\text{опт}}$, ограниченном экономическим и скоростным режимами, $Y_{\text{опт}} = \{y : y_{\text{эк}} \leq y \leq y_{\text{ск}}\}$, $y_{\text{эк}} < y_{\text{ск}}$. По своему характеру множество оптимальных режимов $Y_{\text{опт}}$ является множеством Парето-оптимальных альтернатив [7]. Представим эти частные критерии в нормированном виде (относительное и абсолютное нормирование) [1; 8]:

$$\bar{f}_1(y) = \frac{f_1(y) - f_1(y_{\text{эк}})}{f_1(y_{\text{ск}}) - f_1(y_{\text{эк}})}, \quad \bar{f}_2(y) = \frac{f_2(y) - f_2(y_{\text{ск}})}{f_2(y_{\text{эк}}) - f_2(y_{\text{ск}})}. \quad (3)$$

С помощью нормированных частных критериев (3) запишем выражение целевой функции как комплексного показателя эффективности режима полёта в виде линейной свёртки с весовым коэффициентом a , $0 \leq a \leq 1$ [8]:

$$F(a, y) = a \bar{f}_1(y) + (1 - a) \bar{f}_2(y). \quad (4)$$

Весовой коэффициент в выражении (4) отображает неопределённость задач поиска режима полёта. В процессе минимизации комплексного критерия (4) при значении $a = 0$ оптимальным окажется скоростной режим $F(0, y_{\text{ск}}) = 0$, при $a = 1$ – экономический $F(1, y_{\text{эк}}) = 0$. Как правило, выбор значения a осуществляется на основе дополнительной информации об условиях выполнения задачи (например, экономических), экспертных суждений или универсальных коэффициентов [8]. В условиях неопределённости каждая альтернатива из множества Парето-оптимальных альтернатив является приемлемой (рациональной), однако исследование эффективности любого самолёта требует выбора одного, рационального решения – компромиссной альтернативы. Рассмотрим минимаксную постановку задачи поиска компромиссного режима полёта в условиях неопределённости (гарантирующий метод учёта неопределённости) [2; 9]:

$$F(\tilde{a}, \tilde{y}) = \max_{0 \leq a \leq 1} \min_{y_{\text{эк}} \leq y \leq y_{\text{ск}}} F(a, y). \quad (5)$$

Таким образом, результатом поиска компромиссного режима полёта в условиях неопределённости, в предположении равной важности отдельных целей полёта (расход топлива так же важен, как и продолжительность полёта), является компромиссный режим \tilde{y} , и значение весового коэффициента \tilde{a} . Постановка задачи поиска компромиссного решения (3) – (5) является примером многоцелевой постановки задачи, разработанной В.С. Брусовым и С.А. Пиявским [1; 9 – 12].

Весовой коэффициент a в комплексном показателе эффективности (4) можно рассматривать как нормированное значение показателя стоимости c_j (значение a не

меняется вдоль траектории полёта) или как значение сравнительной важности между расходом топлива и скоростью полёта (значение a меняется вдоль траектории полёта вследствие уменьшения массы самолёта за счёт выработки топлива). Постановку задачи с $a(L) = \text{const}$ назовём *эксплуатационной*, с $a(L) = \text{var}$ – *траекторной*.

Исследование эффективности полёта, а также выбор компромиссного (оптимального) режима полёта целесообразно рассмотреть отдельно на разных его этапах [3]. Крейсерский режим предполагает выбор постоянных высоты (эшелона) и крейсерской скорости, притом полёт на различных эшелонах может выполняться на разных скоростях. Режимы набора высоты и снижения предполагают поиск оптимальных программ изменения высоты, скорости и режима работы двигателей вдоль траектории.

Постановки задачи оптимизации крейсерского полёта

В многоцелевом подходе *оптимизация крейсерского режима* предполагает поиск компромиссного крейсерского числа Маха $M_{\text{кр}}$ в полёте на фиксированной высоте (эшелоне) $H_{\text{кр}}$ и крейсерской дальности $L_{\text{кр}}$. *Оптимизация крейсерского полёта* предполагает поиск такого значения крейсерской дальности $L_{\text{кр опт}}$, полёт на которую можно считать рациональным на заданном эшелоне $H_{\text{кр}}$. Как правило, оптимальная крейсерская дальность $L_{\text{кр опт}}$ ограничена максимальной крейсерской дальностью $L_{\text{кр max}}$, обусловленной располагаемым запасом топлива.

Под крейсерским режимом обычно понимают полёт с постоянным числом Маха. На фиксированной высоте и заданной дальности выбранный режим полёта детерминирует программу изменения режима работы двигателей. В анализе эффективности крейсерского полёта параметром целевой функции является масса самолёта в конце крейсерского полёта m_k (предполагается, что целевая нагрузка в полёте не изменяется). Для каждого значения $L_{\text{кр}}$ существует два характерных режима полёта: максимальной дальности $M_{\text{мд}}$ (МД) и максимального крейсирования $M_{\text{мкр}}$ (МКР). Таким образом, множество оптимальных крейсерских режимов ограничено указанными режимами: $M_{\text{опт}} = \{M : M_{\text{мд}} \leq M \leq M_{\text{мкр}}\}$.

В анализе крейсерского полёта *эксплуатационным методом* для заданной крейсерской дальности $L_{\text{кр}}$ частными критериями являются потребный запас топлива $f_1(M) = m_{\text{топ}}^{\text{кр}}$ и продолжительность полёта $f_2(M) = T_{\text{кр}}$. Комплексным обобщённым показателем эффективности является линейная свёртка нормированных частных критериев, определённых на множестве оптимальных крейсерских режимов. Постановку задачи выбора крейсерского режима $M_{\text{кр}}^{\ominus}$ и оптимизации крейсерского полёта можно записать в следующем виде:

$$\begin{aligned}
 F_{\text{кр}}(a, M, L_{\text{кр}}, m_k) &= a \bar{f}_1(M) + (1-a) \bar{f}_2(M), f_1(M) = m_{\text{топ}}^{\text{кр}}, f_2(M) = T_{\text{кр}}, \\
 F_{\text{кр}}(\tilde{a}, M_{\text{кр}}^{\ominus}, L_{\text{кр}}, m_k) &= \max_{0 \leq a \leq 1} \min_{M_{\text{мд}} \leq M \leq M_{\text{мкр}}} F_{\text{кр}}(a, M, L_{\text{кр}}, m_k), \\
 F_{\text{кр}}(\tilde{a}, M_{\text{кр}}^{\ominus}, L_{\text{кр опт}}, m_k) &= \max_{0 \leq L_{\text{кр}} \leq L_{\text{кр max}}} F_{\text{кр}}(\tilde{a}, M_{\text{кр}}^{\ominus}, L_{\text{кр}}, m_k).
 \end{aligned}
 \tag{6}$$

В анализе крейсерского полёта *траекторным методом* для заданной крейсерской дальности $L_{\text{кр}}$ частными критериями являются километровый расход топлива

$f_1(M) = q_{км}$ и величина, обратно пропорциональная скорости $f_2(M) = 1/V$, которые зависят также от текущей массы самолёта. Множество оптимальных режимов для каждого значения массы самолёта ограничено локальным крейсерским числом Маха $M_{кc}$ и максимальным значением числа Маха M_{max} : $M_{опт} = \{M: M_{кc}(m) \leq M \leq M_{max}\}$. Поскольку множество оптимальных режимов меняется вдоль траектории полёта, изменяется также значение весового коэффициента, так как решением задачи является постоянное значение числа Маха.

Таким образом, обобщённый показатель эффективности крейсерского полёта, а также постановку задачи оптимизации крейсерского полёта траекторным методом можно записать в следующем виде:

$$F_{кр}(a(L), M, L_{кр}, m_k) = \frac{1}{L_{кр}} \int_0^{L_{кр}} a \bar{f}_1(M) + (1-a) \bar{f}_2(M) dL, f_1(M) = q_{км}, f_2(M) = \frac{1}{V},$$

$$F_{кр}(\tilde{a}(L), M_{кр}^T, L_{кр}, m_k) = \max_{0 \leq a \leq 1} \min_{M_{кc}(m_k) \leq M \leq M_{max}} F_{кр}(a(L), M, L_{кр}, m_k), \quad (7)$$

$$F_{кр}(\tilde{a}(L), M_{кр}^{\exists}, L_{кр\text{ опт}}, m_k) = \max_{0 \leq L_{кр} \leq L_{кр\text{ max}}} F_{кр}(\tilde{a}(L), M_{кр}^{\exists}, L_{кр}, m_k).$$

Более подробный алгоритм оптимизации крейсерского режима траекторным методом представлен в работе [13].

Рассмотрим задачу поиска компромиссного крейсерского режима ($L_{кр} = 3000$ км) и задачу оптимизации крейсерского полёта ($L_{кр\text{ max}} = 6000$ км) эксплуатационным и траекторным методами для самолёта Ил-96-300 (рис. 1).

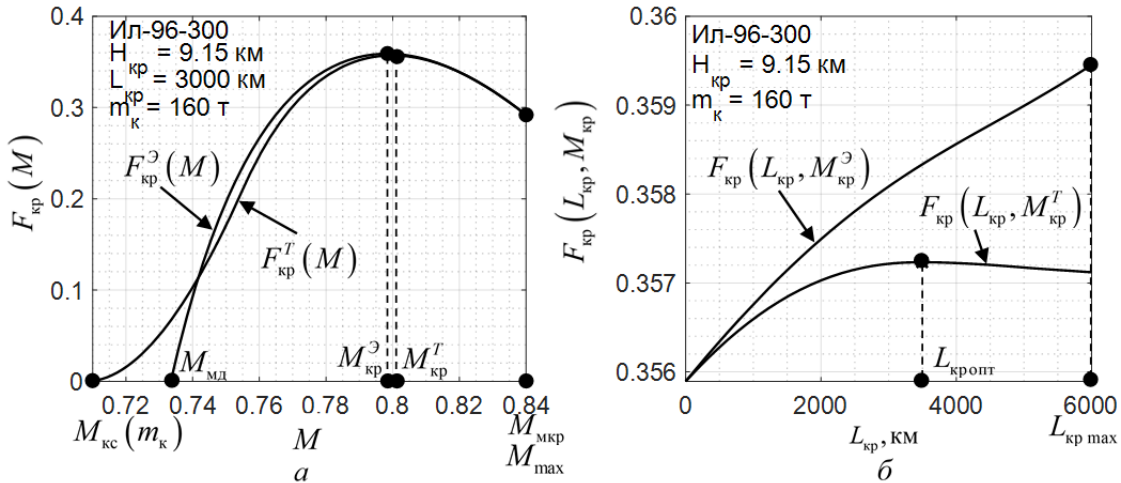


Рис. 1. Примеры решения задач эксплуатационным и траекторным методами: а – выбора компромиссного режима; б – оптимизации крейсерского полёта

Из примера выбора компромиссного режима следует, что режим, полученный траекторным методом, отличается большей крейсерской скоростью, чем полученный эксплуатационным методом, $M_{кр}^{\exists} < M_{кр}^T$ (рис. 1, а). Пример оптимизации крейсерского полёта показывает, что для каждого допустимого значения значения $L_{кр} > 0$ и m_k траекторный обобщённый показатель эффективности крейсерского полёта меньше, чем

эксплуатационный: $F_{кр}(L_{кр}, M_{кр}^э) > F_{кр}(L_{кр}, M_{кр}^T)$. Оптимальной дальностью крейсерского полёта $L_{кр\text{ опт}}$ при заданных эшелоне и m_k , а также известном режиме полёта является крейсерская дальность, при которой значение обобщённого показателя эффективности крейсерского полёта $F_{кр}$ достигает максимального значения в соответствии с гарантирующим методом учёта неопределённости (5). Максимальное значение $F_{кр}(L_{кр}, M_{кр}^э)$ достигается при максимальной дальности крейсерского полёта $L_{кр\text{ max}}$ для любого значения m_k . Однако максимальное значение $F_{кр}(L_{кр}, M_{кр}^T)$ может достигаться при значении меньше, чем $L_{кр\text{ max}}$ (рис. 1, б).

Оптимальная дальность крейсерского полёта, полученная траекторным методом, является критерием эшелонирования. Данный критерий позволяет объективно выбрать точку перехода на высший эшелон и тем самым рационально планировать полёт, что существенно улучшает топливную эффективность полёта. Свойства оптимальной дальности крейсерского полёта целесообразно рассмотреть в зависимости удельной дальности $L_{уд}$ (рис. 2, а) и удельной продолжительности $T_{уд}$ (рис. 2, б) от крейсерской дальности $L_{кр}$ для режимов МД, МКР и компромиссного режима $M_{кр}^T$. Для режима МД оптимальной крейсерской дальности нет ввиду того, что данный режим можно считать оптимальным лишь в полёте «по потолкам». В полёте «по потолкам» значение удельной дальности достигает наибольшего значения. Для режима МКР оптимальной дальностью является максимальная крейсерская дальность, при которой удельная продолжительность достигает минимального значения. Таким образом, оптимальная дальность в полёте на компромиссных режимах является следствием достижения компромисса по дальности крейсерского полёта (рис. 2).

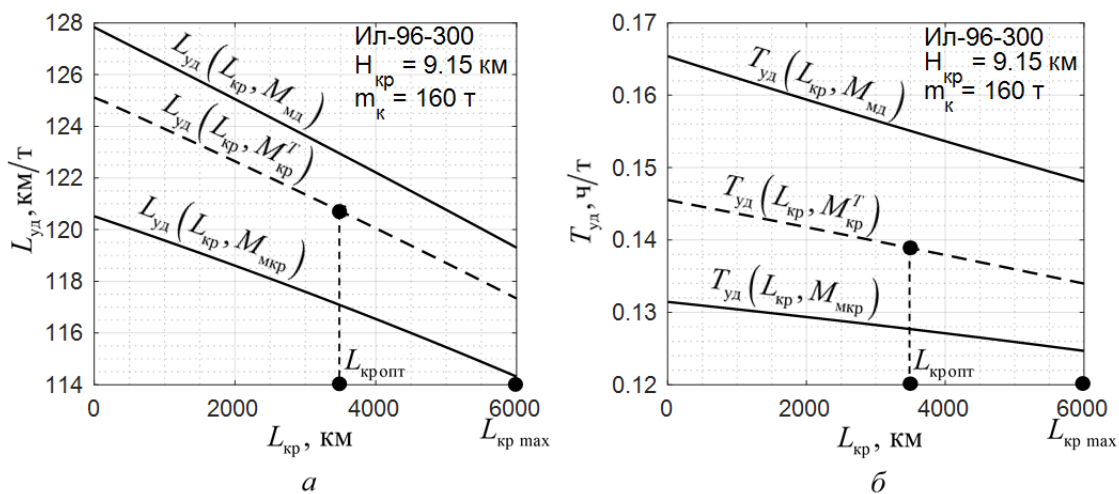


Рис. 2. Сопоставление удельной дальности (а) и удельной продолжительности (б) для режимов максимальной дальности, максимальной продолжительности и компромиссного режима

В целях исследования всего полёта необходимо использовать траекторные показатели эффективности, измеряемые в километрах. В крейсерском полёте траекторным

показателем эффективности является произведение обобщённого (безразмерного) показателя эффективности и значения дальности (6), (7):

$$\Delta F_{кр} = L_{кр} F_{кр} (M_{кр}, L_{кр}). \quad (8)$$

Постановка задачи оптимизации режимов изменения высоты

Поиск компромиссных режимов набора высоты и снижения проводится в сопряжении с крейсерским режимом. В задачах исследования эффективности полёта удобно использовать энергетические методы расчёта квазиустановившихся манёвров изменения высоты, где в качестве независимой переменной выступает энергетическая высота (удельная энергия) \bar{E} . Методы и условия вычисления экономических и скоростных режимов изменения высоты представлены в работах [3; 14].

Представим метод поиска компромиссного режима на примере манёвра набора высоты с точки начала набора высоты \bar{E}_0 до точки выхода на крейсерский режим $\bar{E}_{кр}$. Частными критериями в наборе высоты являются:

$$f_1(y, \bar{E}) = \frac{q_{км}(y, \bar{E}) - q_{кмкр}}{n_{xa}(y, \bar{E})}, \quad f_2(y, \bar{E}) = \frac{1}{n_{xa}(y, \bar{E})} \frac{V_{кр} - V}{V_{кр} V}, \quad (9)$$

где $q_{кмкр}$ – километровый расход топлива на крейсерском режиме; $V_{кр}$ – крейсерская скорость; n_{xa} – тангенциальная перегрузка.

Для каждого значения \bar{E} из диапазона $\bar{E}_0 < \bar{E} < \bar{E}_{кр}$ можно вычислить параметры экономического режима $y_{эк}$ путём минимизации первого частного критерия (9), а параметры скоростного режима $y_{ск}$ – путём минимизации второго (9). Значения данных частных критериев при параметрах $y_{эк}$ и $y_{ск}$ позволяют нормировать частные критерии (9) методом (3).

Эксплуатационный и траекторный методы анализа эффективности набора высоты незначительно отличаются друг от друга (особенно в исследованиях средне- и дальнемагистральных полётов), поэтому рассмотрим лишь траекторную постановку задачи. Пусть для каждой точки траектории $\bar{E}_0 < \bar{E} < \bar{E}_{кр}$ параметрами компромиссного режима является:

$$\begin{aligned} F_{н.в} (a(\bar{E}), y(\bar{E}), \bar{E}) &= a \bar{f}_1(y, \bar{E}) + (1-a) \bar{f}_2(y, \bar{E}), \\ F_{н.в} (\tilde{a}(\bar{E}), \tilde{y}(\bar{E}), \bar{E}) &= \max_{0 \leq a \leq 1} \min_{y_{эк} \leq y \leq y_{ск}} F_{н.в} (a(\bar{E}), y(\bar{E}), \bar{E}). \end{aligned} \quad (10)$$

Траекторным показателем эффективности набора высоты является интегральный показатель (измеряется в километрах) (10):

$$\Delta F_{н.в} = \int_{\bar{E}_0}^{\bar{E}_{кр}} F_{н.в} (\tilde{a}(\bar{E}), \tilde{y}(\bar{E}), \bar{E}) d\bar{E}. \quad (11)$$

Оптимизация профиля полёта

В полёте на заданную дальность L_k с массой коммерческой нагрузки $m_{\text{ком}}$ и с учётом аэронавигационного запаса топлива, а также запаса топлива на взлёт и посадку исследование эффективности следует проводить «от посадки до взлёта». Показателем эффективности полёта ΔF_k является сумма траекторных показателей эффективности отдельных его этапов (8), (11), в том числе смены эшелона как частного случая набора высоты:

$$\Delta F_k(H_{\text{кр max}}) = \sum_{i=1}^k (\Delta F_{\text{н.в.}})_i + \sum_{i=1}^k (\Delta F_{\text{кр}})_i + \Delta F_{\text{сн}}, \quad (12)$$

где k – количество эшелонов; $\Delta F_{\text{сн}}$ – траекторный показатель эффективности снижения.

Показатель (12) задан в функции от высоты наивысшего эшелона $H_{\text{кр max}}$ (эшелон перед снижением на посадку). По сути, каждое значение $H_{\text{кр max}}$ детерминирует различный профиль полёта. Как было показано при исследовании эффективности крейсерского полёта траекторным методом, оптимальная крейсерская дальность $L_{\text{кр опт}}$ определяет точку изменения высоты, в случае, если $L_{\text{кр опт}} < L_k$, требует эшелонирования с целью достижения заданной дальности L_k . При исследованиях эффективности полёта с фиксированным запасом топлива $m_{\text{ОЗТ}} = \text{fix}$ и свободной дальностью $L_k = \text{var}$ следует использовать обобщённый показатель эффективности F_k (12), который получается путём деления траекторного показателя на значение дальности L_k : $F_k = \Delta F_k / L_k$.

Оптимальным профилем в полёте на компромиссных режимах является такой профиль, отличающийся $H_{\text{кр max}}$, при котором обобщённый показатель эффективности достигает максимального значения:

$$F_k(\tilde{H}_{\text{кр max}}) = \max_{H_{\text{кр max}}} F_k(H_{\text{кр max}}). \quad (13)$$

Рассмотрим задачу оптимизации профиля полёта на дальность $L_k = 9500$ км при массе коммерческой нагрузки $m_{\text{ком}} = 18$ т при различных высотах максимальных эшелонов (рис. 3).

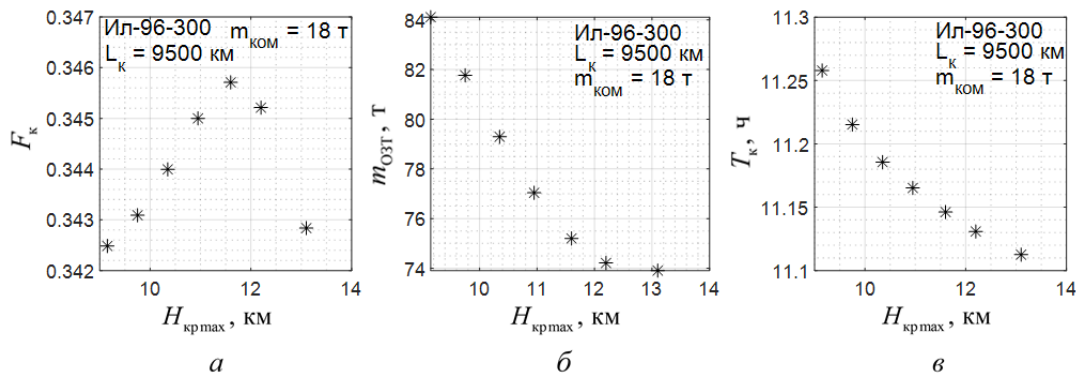


Рис. 3. Примеры исследования полёта траекторным методом:
 а – значения обобщённого показателя эффективности полёта в функции от $H_{\text{кр max}}$;
 б – зависимость основного запаса топлива от $H_{\text{кр max}}$;
 в – зависимость продолжительности полёта от $H_{\text{кр max}}$

На представленном примере видно, что с ростом $H_{кр\max}$ потребный запас топлива (рис. 3, б) и потребное время полёта (рис. 3, в) уменьшаются. Однако оптимальной максимальной высотой эшелона является $H_{кр\max} = 11,6$ км, на которой показатель $F_k(H_{кр\max})$ достигает максимального значения. Локальный максимум данного показателя связан с увеличением необходимых эшелонов полёта, что при частном эшелонировании уменьшает его эффективность. Оптимальный полёт, рассчитанный траекторным методом, требует запаса топлива $m_{OЗТ} = 75,2$ т и времени $T_k = 11,15$ ч.

На рис. 4 показаны: профили полёта (рис. 4, а) и профили скоростей (рис. 4, б) в рассматриваемой задаче. Следует отметить, что эшелонирование до границы тропосферы ($H_{кр\max} < 11$ км) приводит к тому, что с увеличением высоты эшелонов компромиссная крейсерская скорость уменьшается. Эшелонирование на высоты выше, чем граница тропосферы ($H_{кр\max} \geq 11$ км), приводит к тому, что компромиссная крейсерская скорость увеличивается.

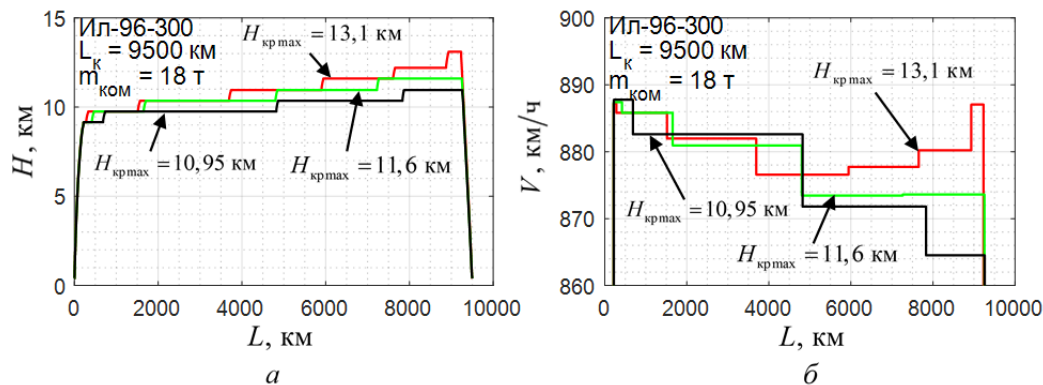


Рис. 4. Профили полёта и скорости:

а – профили полёта для выбранных $H_{кр\max}$; б – профили скорости для выбранных $H_{кр\max}$

Представленные результаты исследования полёта на заданную дальность были получены траекторным методом в условиях эшелонирования. Оптимизация полёта эксплуатационным методом не предполагает эшелонирования. Полёт на данном режиме и одной высоте эшелона $H_{кр} = 9,15$ км потребует запаса топлива $m_{OЗТ} = 82,99$ т и времени $T_k = 10,85$ ч. Также на данном эшелоне выполнение полёта на режиме МД ($a = 1$ для каждого этапа) потребует $m_{OЗТ} = 81,45$ т и $T_k = 11,78$ ч, а на режиме МКР ($a = 0$ для каждого этапа) – $m_{OЗТ} = 85,33$ т и $T_k = 10,43$ ч соответственно.

Таким образом, можно сделать вывод, что оптимизация полёта траекторным методом является более эффективной, чем эксплуатационным методом (с точки зрения топливной эффективности), а её результатом является уменьшение потребного запаса топлива на 10% при увеличении времени полёта на 2,7%.

Заключение

Были рассмотрены методы достижения компромисса между расходом топлива и скоростью полёта в условиях неопределённости задач и условий полёта магистральных самолётов. Данный компромисс был рассмотрен как компромисс между стоимостью тонны топлива и лётного часа, а также как компромисс между расходом топлива и скоростью полёта. Рассмотрение достижения компромисса в условиях изменения массы самолёта, как следствие выработки топлива, позволило выявить оптимальную даль-

ность крейсерского полёта, которая в свою очередь является объективным критерием эшелонирования. Оптимизация профиля полёта с предложенным критерием эшелонирования позволяет существенно улучшить топливную эффективность полёта, что было показано на расчётном примере.

Предложенный метод исследования эффективности полёта на компромиссных режимах может быть полезным в задачах разработки рекомендаций по эксплуатации магистральных самолётов (в том числе руководства по лётной эксплуатации). Применение предложенного метода позволяет получать оптимальные маршруты полёта, а также может оказаться полезным в задачах выбора самолёта для выполнения полётов на данных маршрутах.

Настоящая статья посвящается памяти выдающегося учёного профессора Владимира Сергеевича Брусова (1939-2020), моего наставника, учителя, друга. Без неограниченного фундаментального вклада В.С. Брусова в теорию оптимизации многоцелевых систем, без его всемерной поддержки, искреннего участия и щедрых методологических наставлений не состоялось бы моё исследование на представленную тему.

Библиографический список

1. Брусов В.С., Баранов С.К. Оптимальное проектирование летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1989. 232 с.
2. Poles D., Nuic A., Mouillet V. Advanced aircraft performance modeling for ATM: Analysis of BADA model capabilities // Proceedings of the 29th Digital Avionics Systems Conference (October, 3-7, 2010, Salt Lake City, USA). DOI: 10.1109/dasc.2010.5655518
3. Андреевский В.В. Оценка лётно-технических характеристик самолёта. Куйбышев: Куйбышевский авиационный институт, 1974. 93 с.
4. Barman J.F., Erzberger H. Fixed-range optimum trajectories for short-haul aircraft // Journal of Aircraft. 1976. V. 13, Iss. 10. P. 748-754. DOI: 10.2514/3.58706
5. Erzberger H., Lee H. Constrained optimum trajectories with specified range // Journal of Guidance and Control. 1980. V. 3, Iss. 1. P. 78-85. DOI: 10.2514/3.55950
6. Динамика полёта / под ред. Г.С. Бюшгенса. М.: Машиностроение, 2011. 775 с.
7. Бобронников В.Т. Системный анализ в инженерных исследованиях: учеб. пособие. М.: Изд-во МАИ, 2018. 144 с.
8. Теория принятия решений. В 2 т. Т. 2: учебник и практикум для бакалавриата и магистратуры / под ред. В.Г. Халина. М.: Издательство Юрайт, 2017. 431 с.
9. Пиявский С.А. Метод универсальных коэффициентов при принятии многокритериальных решений // Онтология проектирования. 2018. Т. 8, № 3 (29). С. 449-468. DOI: 10.18287/2223-9537-2018-8-3-449-468
10. Пиявский С.А., Брусов В.С., Хвилон Е.А. Оптимизация параметров многоцелевых летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1974. 168 с.
11. Брусов В.С., Одноволик Ю.В. Пример оценки решений в условиях нескольких критериев эффективности // Научный вестник МГТУ ГА. 2013. № 188. С. 15-18.
12. Брусов В.С., Одноволик Ю.В. Метод оценки решений при эксплуатации технических систем в условиях неоднозначности оценки эффективности // Научный Вестник МГТУ ГА. 2012. № 175. С. 78-83.
13. Маркевич П. Оптимизация параметров крейсерского полёта магистрального самолёта на основе метода многоцелевого подхода // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 39. С. 72-80.

14. Гревцов Н.М., Ефимов О.Е., Мельц И.О, Трубецкой А.Б. Соотношение условий оптимальности стационарного и нестационарного режимов полёта в методе сингулярных возмущений // Учёные записки ЦАГИ. 1995. Т. 26, № 1-2. С. 136-142.

SURVEY OF THE FLIGHT EFFICIENCY OF A LONG-HAUL AIRCRAFT UNDER UNCERTAINTY OF TASKS

© 2023

P. Markiewicz Postgraduate Student of the Department of Flight Dynamics and Control;
Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russian Federation;
przemek.markiewicz@mail.ru

The article considers the problem of optimizing a long-haul aircraft flight under uncertainty of objectives and tasks. Based on the analysis of the well-known flight mode selection criterion, two main objectives of the flight were identified – minimizing fuel consumption and flight endurance. The study of this criterion based on a multi-purpose approach made it possible to develop an analytical model of the performance indicator containing two objective functions and a weight coefficient as a measure of comparative importance between the identified objectives. It is shown that the weight coefficient in the tasks of flight efficiency research is a measure of the uncertainty of the tasks. Consideration of the weight coefficient role in the optimization problem objective function made it possible to develop operational and trajectory methods for selecting flight modes. In the developed statement of the problem, the problems of cruise flight optimization and climb and descent modes are considered. The paper introduces the concept of the optimal cruise range as a vertical separation criterion, which allows you to rationally design the flight path at different flight levels under the uncertainty of tasks. The procedure for researching the efficiency and optimization of flight has been conducted and demonstrated by the method of mathematical modeling. The results of optimizing the flight mode are compared with the typical flight modes recommended by the flight manual. The introduced methods of flight efficiency investigation can be helpful in developing recommendations of long-haul aircraft operation. The methods and principles of a multi-purpose approach, operations research and decision theory were used in the paper. The long-haul aircraft IL-96-300 was selected as the object of research.

Flight efficiency; long-haul aircraft; flight mode optimization; flight modeling; separation criterion; optimal cruise range; multi-purpose task statement; multi-criteria task

Citation: Markiewicz P. Survey of the flight efficiency of a long-haul aircraft under uncertainty of tasks. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 1. P. 29-40. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-1-29-40

References

1. Brusov V.S., Baranov S.K. *Optimal'noe proektirovanie letatel'nykh apparatov* [Aerial vehicle optimal design]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1989. 232 p.
2. Poles D., Nuic A., Mouillet V. Advanced aircraft performance modeling for ATM: Analysis of BADA model capabilities. *Proceedings of the 29th Digital Avionics Systems Conference (October, 3-7, 2010, Salt Lake City, USA)*. DOI: 10.1109/dasc.2010.5655518
3. Andreevskiy V.V. *Otsenka letno-tekhnicheskikh kharakteristik samoleta* [Assessment of flight performance]. Kuybyshev: Kuybyshev Aviation Institute Publ., 1974. 93 p.
4. Barman J.F., Erzberger H. Fixed-range optimum trajectories for short-haul aircraft. *Journal of Aircraft*. 1976. V. 13, Iss. 10. P. 748-754. DOI: 10.2514/3.58706
5. Erzberger H., Lee H. Constrained optimum trajectories with specified range. *Journal of Guidance and Control*. 1980. V. 3, Iss. 1. P. 78-85. DOI: 10.2514/3.55950
6. *Dinamika poleta / pod red. G.S. Byushgensa* [Flight dynamics / ed. by G.S. Byushgens]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2011. 775 p.

7. Bobronnikov V.T. *Sistemnyy analiz v inzhenernykh: ucheb. posobie* [System analysis in engineering research]. Moscow: MAI Publ., 2018. 144 p.

8. *Teoriya prinyatiya resheniy. V 2 t. T. 2: uchebnik i praktikum dlya bakalavriata i magistratury* [Decision theory. V. 2. Textbook and hands-on course for bachelor's and master's degree programs / ed. by V. G. Halin]. Moscow: Yurayt Publ., 2017. 431 p.

9. Piyavsky S.A. Method of universal coefficients for the multi-criterial decision making. *Ontology of Designing*. 2018. V. 8, no. 3 (29). P. 449-468. (In Russ.). DOI: 10.18287/2223-9537-2018-8-3-449-468

10. Piyavskiy S.A., Brusov V.S., Khvilon E.A. *Optimizatsiya parametrov mnogotselevykh letatel'nykh apparatov* [Optimization of multi-purpose aircraft parameters]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1974. 168 p.

11. Brusov V.S., Odnovolik Y.V. An example of the assessment of decisions under the conditions of several criteria of efficiency. *Civil Aviation High Technologies*. 2013. No. 188. P. 15-18. (In Russ.)

12. Brusov V.S., Odnovolik Y.V. The method of assessing decisions while exploiting technical systems under the uncertainty of the assessment of the efficiency. *Civil Aviation High Technologies*. 2012. No. 175. P. 78-83. (In Russ.)

13. Markiewicz P. The cruise flight optimisation method based on multipurpose approach. *Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation*. 2022. No. 39. P. 72-80. (In Russ.)

14. Grevtsov N.M., Efimov O.E., Mel'ts I.O., Trubetskoy A.B. Comparison of optimality conditions of stationary and non-stationary flight modes in the singular perturbation method. *Uchenye Zapiski TsAGI*. 1995. V. 126, no. 1-2. P. 136-142. (In Russ.)