

На правах рукописи



Маркевич Пшемыслав

**РАЗРАБОТКА МЕТОДОВ УЛУЧШЕНИЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ  
ХАРАКТЕРИСТИК МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА**

Специальность 2.5.16.

Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов  
(технические науки)

**АВТОРЕФЕРАТ**

диссертации на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Москва – 2023

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (Московский авиационный институт, МАИ).

**Научный руководитель:** **Масленникова Галина Евгеньевна**  
доктор технических наук, начальник отдела,  
Федеральное государственное унитарное  
предприятие Государственный научно-  
исследовательский институт гражданской авиации

**Официальные оппоненты:** **Пиявский Семён Авраамович**  
доктор технических наук, главный научный  
сотрудник, Самарский филиал Государственного  
автономного образовательного учреждения высшего  
образования города Москвы «Московский городской  
педагогический университет»

**Николай Максимович Гревцов**  
кандидат технических наук, начальник сектора,  
Федеральное автономное учреждение «Центральный  
Аэрогидродинамический институт имени  
профессора Н.Е. Жуковского»

**Ведущая организация:** **Публичное акционерное общество**  
**«Авиационный комплекс им. С.В. Ильюшина»**  
125190, город Москва, Ленинградский проспект, д.45г

Защита состоится «30» ноября 2023 г. в 14:00 часов на заседании диссертационного совета 24.2.327.03 в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» по адресу: 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте МАИ по ссылке:  
[https://mai.ru/events/defence/?ELEMENT\\_ID=174136](https://mai.ru/events/defence/?ELEMENT_ID=174136)

Автореферат разослан «\_\_» \_\_\_\_\_ 2023 года.

Отзывы, заверенные печатью, просим направлять по адресу:  
125993, Москва, Волоколамское шоссе, д. 4, отдел Ученого и диссертационных советов МАИ.

Ученый секретарь  
диссертационного совета 24.2.327.03,  
доктор технических наук, доцент

Старков А.В.

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Повышение эффективности воздушного транспорта реализуется в основном по двум направлениям:

- совершенствование аэродинамических характеристик планера, а также расходных и тяговых характеристик авиадвигателей;
- оптимизация траекторий с целью обеспечения выполнения задач полета при минимальных затратах времени или минимальном расходе топлива.

Первый путь требует капитальных затрат и длительного периода их окупаемости, второй может быть реализован на любом летающем самолете, затраты практически нулевые, при этом получение экономического эффекта возможно сразу же после внедрения.

Настоящая работа предполагает разработку методов улучшения эксплуатационных характеристик магистрального самолета посредством системного исследования и оптимизации траекторного движения на основе концепции многоцелевого подхода. Следовательно, она относится ко второму направлению повышения эффективности воздушного транспорта, и именно этим определяется ее **актуальность**.

**Объект исследования.** Профиль полета магистрального самолета, аэродинамические и летно-технические характеристики которого выбираются в условиях совокупности критериев эффективности.

**Степень разработанности темы исследования.** Направление диссертационного исследования было выбрано и сформулировано на основе анализа научных и методологических результатов отечественных и зарубежных авторов и научных центров. Опыт и достижения российских ученых в области многоцелевого анализа сложных технических объектов позволили определить круг вопросов, требующих исследования с целью уточнения подходов к решению задач по достижению компромисса и рациональному распределению ресурсов в ходе выполнения летной операции. Задачей оптимизации траекторных параметров движения самолета с целью повышения эффективности эксплуатации в разное время занимались: С.Ю. Скрипниченко, И.В. Остославский, И.В. Стражева, В.В. Андреевский, Н. М. Гревцов, О. Е. Ефимов, И.О. Мельц, Е.А. Губарева, А. Миеле, N.R. Zagalsky, A.L. Schultz, E.S. Rutowski, H. Erzberger, H. Lee. Разработкой методов многоцелевой оптимизации в условиях неопределенности в авиационной сфере занимались: В.С. Брусов, С.А. Пиявский, Е.А. Хвилон, С.К. Баранов, В.П. Петручик.

**Цель работы.** Разработка подхода к повышению эффективности эксплуатации путем построения профиля полета магистрального самолета как объекта многоцелевой оптимизации.

Для достижения поставленной цели решаются следующие **задачи**:

- разработаны критерии оценки эффективности эксплуатации воздушного судна;
- адаптирован метод многокритериального анализа в многоцелевой постановке для получения характеристик оптимального профиля в условиях неопределенности целей и задач полета;

- адаптированный метод многокритериального анализа и разработанный критерий эффективности использован для решения задачи получения оптимальных, с точки зрения решаемых целей и задач, параметров полета магистральных самолетов, а также отдельных этапов полета;

- исследована эффективность использования предложенного метода оптимизации режимов полета в летной эксплуатации магистральных самолетов.

**Научная новизна** работы состоит в:

- разработке метода анализа многоцелевых задач с помощью аналитических весовых коэффициентов;

- разработке метода учета риска многоцелевой системы как средства учета неопределенности внешних факторов;

- применении для исследования эффективности летных операций безразмерных показателей, удобных в постановке задачи улучшения эксплуатационных характеристик магистрального самолета при различных целях полетов магистральных самолетов;

- разработке практических методов анализа эффективности и оптимизации этапов полета в условиях неопределенности.

**Теоретическая значимость результатов исследования.** Результаты исследований в виде теоретических и методологических основ могут быть полезны при разработке рекомендаций по эксплуатации магистральных самолетов ГА, при постановке задачи улучшения эксплуатационных показателей магистральных самолетов, а также при выработке теоретических основ для разработки системы оптимизации режимов полета СОПП.

**Практическая значимость** работы состоит в том, что разработанные методы позволяют:

- проводить анализ многокритериальных задач в условиях неопределенности с применением аналитических весовых коэффициентов;

- формировать оптимальные «типовые» профили полета в условиях изменения экономических показателей эксплуатации магистрального самолета ГА;

- разрабатывать практические рекомендации по использованию компромиссных режимов полета;

- разрабатывать практические рекомендации по вертикальному эшелонированию в условиях необходимости использования увеличенной крейсерской скорости для повышения экономичности полета;

- формировать алгоритмы расчетов для автоматизированных систем управления на единой методологической базе;
- использовать результаты исследований для процесса обучения специалистов авиационных вузов.

**Методология и методы исследования.** Для решения поставленных задач в диссертационной работе были использованы методы математического моделирования эксплуатационных характеристик самолета, многоцелевой подход (в том числе методы, известные из теории оптимальных решений, исследования операций, теории игр и др.), системный анализ, методы математического программирования.

**Положения, вносимые на защиту:**

- анализ существующих методов повышения летной эффективности магистральных самолетов, направленных на оптимизацию функционирования самолета;
- методика решения многокритериальных задач в многоцелевой постановке, основанная на линейной свертке частных критериев и поиске аналитических весовых коэффициентов;
- методика оптимизации режимов полета и анализа отдельных этапов полета, основанная на исследовании эффективности достижения целей полета;
- понятие и метод определения оптимальной дальности крейсерского полета на заданном эшелоне в условиях неопределенности задач как объективного критерия эшелонирования.

**Степень достоверности и апробация результатов.** Достоверность результатов подтверждается в первую очередь тем, что оптимальные профили полета, полученные разработанными автором методами, не противоречат рекомендациям по оптимизации режимов полета, основанным на анализе кривых потребных и располагаемых тяг, но при этом расширяют возможности получения оптимальных значений параметров в условиях изменяющейся стоимости авиатоплива, а также целей и задач полета.

**Личный вклад автора.** Все представленные в диссертации результаты исследований получены лично автором либо при его непосредственном участии. Автором лично разработаны метод анализа многокритериальных задач с помощью аналитических весовых коэффициентов и метод учета риска многоцелевой системы. Лично разработаны эксплуатационный и траекторный методы анализа эффективности и оптимизации летных операций в условиях неопределенности задач. Автором лично был предложен критерий для определения оптимальной дальности полета на заданном эшелоне.

**Апробация.** Основные положения и результаты диссертационных исследований были представлены на конференциях: «Гагаринские чтения» (в годах 2019, 2020 и 2021) (г. Москва, Россия), «Авиация и космонавтика» (в годах 2018 и 2020) (г. Москва, Россия) и Втором авиационном и космическом конгрессе

(г. Кельце, Польша). По теме диссертации опубликовано четыре статьи в рецензируемых изданиях, определенных Высшей аттестационной комиссией Министерства науки и высшего образования Российской Федерации.

**Структура и объем работы.** Диссертация состоит из введения, четырех глав и заключения. Работа содержит 162 страниц, 49 иллюстраций и 5 таблиц. Список используемой литературы включает 102 наименований.

## ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

**Во введении** обоснована актуальность темы диссертации, определен объект исследования, установлена степень разработанности темы исследования, поставлена цель и определены задачи исследования, описаны научная новизна, теоретическая и практическая ценность полученных результатов, приведены основные положения диссертационной работы, выносимые на защиту, а также представлены сведения об апробации результатов работы. Описаны структура и объем диссертации.

**В первой главе** проводится обзор технических методов улучшения эксплуатационных характеристик. На летную эффективность магистральных самолетов влияют конструкторские параметры воздушного судна, а также выбранный режим эксплуатации. К данным сведениям относятся: **вектор проектных параметров**  $y_p$  (определяющих облик ЛА), **вектор-функции управления**  $u_x(t)$  (управление описывает изменение эксплуатационных показателей и параметров состояния во время выполнения летного задания  $x$ ), а также **вектор параметров настройки**  $y_x$  (параметры самолета, которые определяются до начала летного задания  $x$ ). Общую постановку задачи оптимизации ЛА можно записать в следующем виде:

$$f(x, \tilde{y}_p, \tilde{u}_x(t), \tilde{y}_x) = \min_{\substack{y_p \in Y_x \\ y_x \in \Delta Y(y_p) \\ u_x(t) \in U(y_p)}} f(x, y_p, u_x(t), y_x) \quad (1)$$

Решение задачи в форме (1) удобно разделить на две подзадачи по признаку принципа решения:

– **Параметрическая задача** – проводится поиск такого вектора проектных параметров  $y_p \in Y_p$ , который при фиксированном задании  $x$  и известном режиме эксплуатации  $\{u_x(t), y_x\}$  обеспечивает минимум показателю эффективности (1). Данную задачу решается с помощью классических методов **математического программирования**;

– **Динамическая задача** – проводится поиск таких векторов режима эксплуатации  $\{u_x(t), y_x\}$ , которые при фиксированном задании  $x$  и векторе проектных параметров  $y_p$  обеспечивают минимум показателю эффективности (1). Данную задачу решается с помощью методов **вариационного анализа**.

Данные задачи являются взаимообусловленными – решение параметрической задачи требует предварительного решения динамической. Динамическая задача представляет собой задачу поиска режима полета при известных параметрах летного задания. Под режимом полета понимают совокупность параметров, характеризующих движение ЛА, от которых зависит топливная и скоростная эффективности летного задания. В настоящей работе под режимом понимается тройка программ изменения: высоты полета  $H(L)$ , скорости полета  $V(L)$  и режима работы двигателей  $R(L)$ :

$$y = [H(L), V(L), R(L)]^T; \quad 0 \leq L \leq L_{\text{пол}} \quad (2)$$

В практике эксплуатации магистральных самолетов выделяют три типа режимов:

– **экономические режимы** – целью полета является выполнение летного задания с минимальным расходом топлива (в крейсерском полете – режим максимальной дальности «МД»);

– **скоростные режимы** – целью полета является выполнение летного задания за минимальное возможное время, на скоростях близких к максимальным (в крейсерском полете – режим максимального крейсерования «МКР»);

– **компромиссные режимы** – целью полета является достижение желаемого экономического результата в ходе выполнения летного задания; данные режимы выбираются из условий компромисса между расходом топлива и скоростью полета. К данным режимам можно отнести режим «0,99 МД», ECON («the most efficient cruise speed» – режим наиболее эффективной крейсерской скорости).

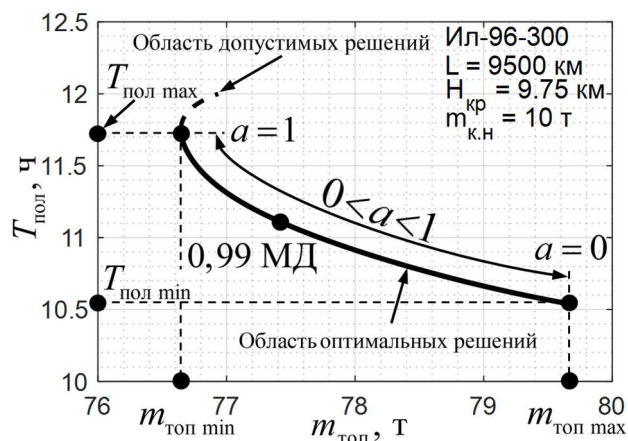


Рисунок 1

Результат выбора режима полета детерминирует потребный запас топлива и продолжительность полета. Проблема выбора режима полета представлена на Рисунке 1. Задание  $x$  отображает цели полета, к которым относят дальность  $L_{\text{пол}}$ , стоимость тонны топлива  $c_T$ , стоимость летного часа  $c_F$  и показатель стоимости  $c_I = c_T/c_F$ ,  $0 \leq c_I \leq c_{I_{\text{max}}}$ , ( $c_{I_{\text{max}}}$  – максимальное значение  $c_I$ , устанавливается производителем ЛА). Данные параметры являются источником неопределенности в исследованиях летной эффективности магистральных самолетов.

В диссертации разработан метод выработки решения в условиях неопределенности целей и задач на основе многоцелевого подхода. С целью исследования летной эффективности магистральных самолетов рассматривается задача с двумя частными критериями  $f_1(y)$ ,  $f_2(y)$ , определенными на множестве допустимых решений  $y \in Y_{\text{доп}}$ . Каждый из этих частных критериев имеет точку минимума (цели частных критериев)  $\tilde{y}_1$ ,  $\tilde{y}_2$ , которая ограничивает допустимое множество до множества оптимальных решений (области компромисса)  $Y_{\text{опт}} = \{y : \tilde{y}_1 \leq y \leq \tilde{y}_2\} \subseteq Y_{\text{доп}}, \tilde{y}_1 < \tilde{y}_2$ . Запишем частные критерии в нормированном виде:

$$\bar{f}_1(y) = \frac{f_1(y) - f_1(\tilde{y}_1)}{f_1(\tilde{y}_2) - f_1(\tilde{y}_1)}; \quad \bar{f}_2(y) = \frac{f_2(y) - f_2(\tilde{y}_2)}{f_2(\tilde{y}_1) - f_2(\tilde{y}_2)}; \quad y \in Y_{\text{опт}} \quad (3)$$

Запишем выражение для комплексного критерия в виде линейной свертки с весовым коэффициентом  $a$ , выполняющим роль меры сравнительной важности между частными критериями (неопределенности задач):

$$F(a, y) = a \bar{f}_1(y) + (1 - a) \bar{f}_2(y), \quad 0 \leq a \leq 1 \quad (4)$$

Решение, доставляющее минимум комплексному критерию (4) при известном  $a$ , является оптимальным. В условиях неопределенности задач (весовой коэффициент неизвестен) предложена гипотеза о **существовании стационарной точки**. Пусть для каждого решения  $y \in Y_{\text{опт}}$  будет справедливо:

$$\frac{dF(a, y)}{dy} = 0; \quad a \bar{f}_1'(y) + (1 - a) \bar{f}_2'(y) = 0; \quad a(y) = \frac{\bar{f}_2'(y)}{\bar{f}_2'(y) - \bar{f}_1'(y)} \quad (5)$$

Формулу весового коэффициента (5) вставим в выражение комплексного критерия (4) получая тем самым **функцию эффективности множества оптимальных решений**:

$$F_Y(y) = a(y) \bar{f}_1(y) + [1 - a(y)] \bar{f}_2(y), \quad y \in Y_{\text{опт}} = \{y : \tilde{y}_1 \leq y \leq \tilde{y}_2\} \quad (6)$$

В качестве примера рассмотрим систему, состоящую из двух частных критериев  $f_1(y) = (y - 1)^2$  и  $f_2(y) = 1/y^3$ , определенных на множестве оптимальных решений  $y \in Y_{\text{опт}} = \{y : 1 \leq y \leq 2\}$ . На Рисунке 2 – а представлены нормированные частные критерии  $\bar{f}_1(y)$ ,  $\bar{f}_2(y)$  и функцию комплексного критерия (4). С помощью формулы (5) вычисляем значения весовых коэффициентов  $a(y)$  на множестве оптимальных решений  $Y_{\text{опт}}$  (см. Рисунок 2 – б). Функция эффективности множества оптимальных решений  $F_Y(y)$ , вычисленная по формуле (6), показана на Рисунке 2 – в. На Рисунке 2 – а также показана функция  $F_Y(y)$  как интерполяция точек минимума комплексного критерия  $F(a, y)$  при фиксированных значениях весовых коэффициентов  $a$ .



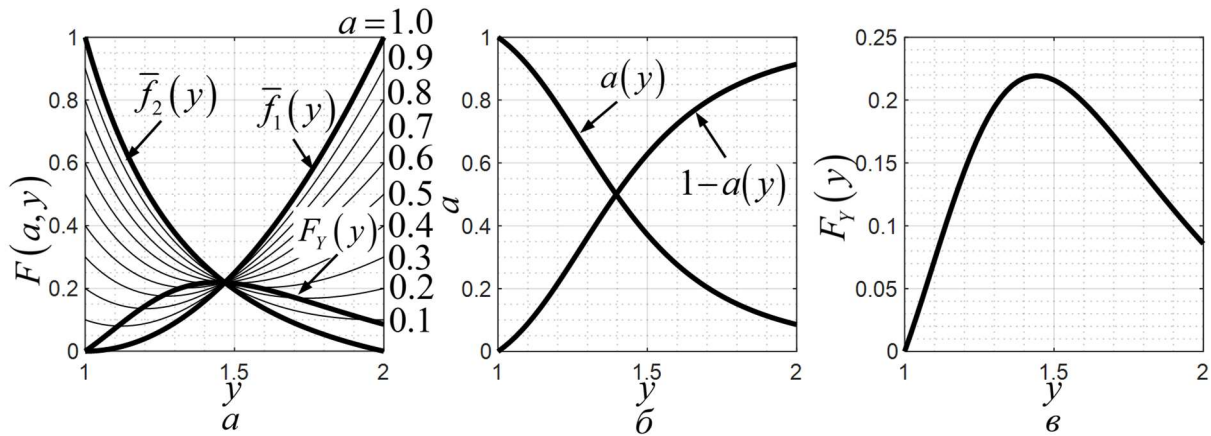


Рисунок 2 – Пример анализа двухкритериальной задачи

Традиционная постановка задачи при анализе многоцелевой задачи предполагает минимизацию комплексного критерия (4) для каждого элемента внешнего множества  $X$  (значения весового коэффициента)  $a \in X = \{a: 0 \leq a \leq 1\}$ :

$$F_X[a, \tilde{y}(a)] = \min_{y \in Y_{\text{опт}}} [a \bar{f}_1(y) + (1-a) \bar{f}_2(y)] \quad (7)$$

Функцию  $F_X[a, \tilde{y}(a)]$ ,  $F_X(a)$  назовем **функцией эффективности внешнего множества**. Поиск рационального (компромиссного, оптимального) решения производится с помощью **способов учета неопределенности**, к которым относим: **гарантирующий, интегральный и минимального риска** (см. Таблица 1).

Таблица 1 – Сопоставление способов учета неопределенности

	Гарантирующий	Интегральный	Риск
Целевая функция	$F_G(y) = \max_{0 \leq a \leq 1} F(a, y)$	$F_Y(y)$ $F_X[a, \tilde{y}(a)]$	$F_I(y) = \int_0^1 F(a, y) da$ $P_{\text{мс}}(y) = F_I(y) - F_Y(y)$
Принцип оптимальности	$F_G(\tilde{y}_G) = \min_{y \in Y_{\text{опт}}} F_G(y)$	$F_Y(\tilde{y}_G) = \max_{y \in Y_{\text{опт}}} F_Y(y)$ $F_X(\tilde{y}_G) = \max_{0 \leq a \leq 1} F_X(a)$	$F_I(\tilde{y}_I) = \min_{y \in Y_{\text{опт}}} F_I(y)$ $P_{\text{мс}}(\tilde{y}_P) = \min_{y \in Y_{\text{опт}}} P_{\text{мс}}(y)$

Гарантирующий подход, известный из многоцелевого подхода, является минимаксным. В диссертационной работе доказано, что решение задачи в гарантирующем подходе тождественно решению, доставляющему максимум функции эффективности множества оптимальных решений  $F_Y(y)$  (6), а также максимум функции эффективности внешнего множества  $F_X(a)$  (7). Точка  $\tilde{y}_G$ , являющаяся точкой максимума функции эффективности множества оптимальных решений (6), является седловой точкой комплексного критерия  $F(a, y)$  (седловая точка на рассматриваемом примере показана на Рисунке 3 – а). В теории игр седловая точка является точкой равновесия.

Определение функции эффективности множества оптимальных решений  $F_Y(y)$  и интегральный показатель многоцелевой системы (МС)  $F_I(y)$  позволяют составить формулу риска МС. Под риском МС  $P_{MC}(y)$  понимается абсолютная разница между средними и гарантированными (оптимальными) потерями. Пример поиска компромиссного (рационального) решения, являющегося точкой минимума риска МС, показан на Рисунке 3 – б.

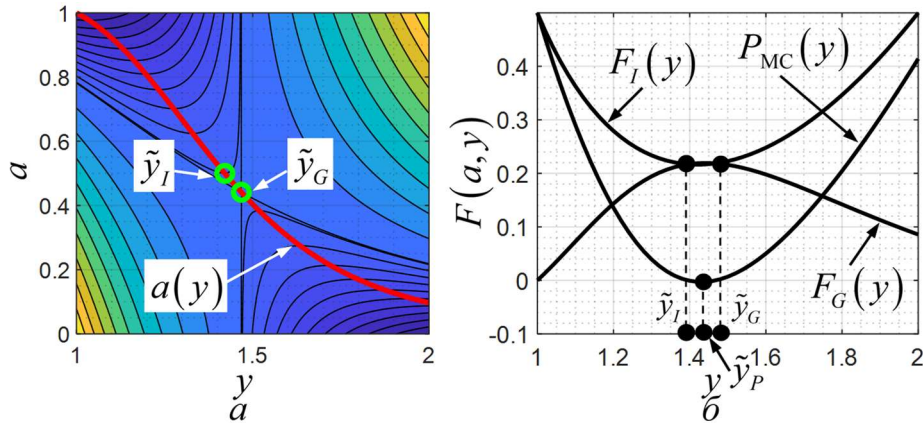


Рисунок 3 – Пример анализа двухкритериальной задачи

С учетом предложенного метода анализа рассмотрим традиционный подход к выбору режимов полета. Постановка задачи выбора режима полета на заданную дальность  $L_{пол}$  предполагает поиск такого режима полета  $\tilde{y}$  (2) и параметров настройки  $y_x(\tilde{y})$ , которые доставляют минимум функционалу полетных издержек:

$$C[L_{пол}, y_x(\tilde{y}), \tilde{y}] = \min_{y \in Y_{доп}} c_F \int_0^{L_{пол}} \left[ q_{км}(y) + c_I \frac{1}{V} \right] dL \quad (8)$$

Представим целевую функцию (8) в аналитическом виде. Первым частным критерием является километровый расход топлива  $f_1(y) = q_{км}(y)$ , вторым – величина, обратно пропорциональная скорости  $f_2(y) = 1/V$ . Нормируем данные частные критерии по принципу (3), при экономическом  $\tilde{y}_1 = y_{эк}$  и скоростном  $\tilde{y}_2 = y_{ск}$  режимах. Запишем функционал полетных издержек (8) в аналитическом виде:

$$\Delta F[a, L_{пол}, y_x(y), y] = \int_0^{L_{пол}} [a \bar{f}_1(y)(y) + (1-a) \bar{f}_2(y)] dL \quad (9)$$

Интегральное значение комплексного критерия (показателя эффективности) в форме (9) измеряется в километрах, назовем его **траекторным показателем эффективности  $\Delta F$** . **Обобщенный показатель эффективности  $F$**  получаем путем деления траекторного показателя эффективности  $\Delta F$  на длину траектории  $L_k$ , эффективность которой исследуется:

$$F = \Delta F / L_k \quad (10)$$

Максимизация показателей (11) и (12) является следствием использования гарантирующего способа учета неопределенности. Весовой коэффициент  $a$  в целевой функции (9) можно рассматривать как:

– нормированное значение показателя стоимости  $c_I$  – задается до начала полета,  $a = c_I / c_{I_{\max}}$ ,  $a = \text{fix}$ . Значение показателя стоимости указывает на выбранный режим полета:  $c_I = 0$  – экономический,  $0 < c_I < c_{I_{\max}}$  – компромиссный,  $c_I = c_{I_{\max}}$  – скоростной. В данном случае значение весового коэффициента не может меняться вдоль траектории полета, что позволяет записать постановку задачи выбора рационального режима в следующем виде (**эксплуатационная постановка задачи**):

$$F[\tilde{a}, \tilde{y}(L), \tilde{y}_x] = \max_{\substack{0 \leq a \leq 1 \\ y_x \in \Delta Y \\ y(L) \in Y_{\text{опт}}}} F[a, y(L), y_x] \quad (11)$$

– меру относительной важности между расходом топлива и скоростью полета – локальные значения весового коэффициента указывают на изменение отношения между отдельными целями в полете. Для самолетов ГА с газотурбинным двигателем расход топлива меняется вдоль траектории полета за счет выработки топлива, что приводит к тому, что значение весового коэффициента постоянно меняется. Постановку задачи с меняющимся значением весового коэффициента вдоль траектории полета запишем в следующем виде (**траекторная постановка задачи**):

$$F[\tilde{a}(L), \tilde{y}(L), \tilde{y}_x] = \max_{\substack{a(L) \in X \\ y_x \in \Delta Y \\ y(L) \in Y_{\text{опт}}}} F[a(L), y, y_x] \quad (12)$$

В диссертации предлагается исследование отдельно эффективности крейсерского полета (**вторая глава**), маневров изменения высоты (**глава третья**) а также всего полета (**глава четвертая**). Введем следующие правила предпочтения:

– между **режимами полета** – пусть  $y_1$  и  $y_2$  являются различными режимами ( $y_1 \neq y_2$ ) в полете на заданных параметрах задания  $x$  и параметрах настройки  $y_x(y)$ :

$$F(x, y_1, y_x) > F(x, y_2, y_x) \Rightarrow y_1 \succ y_2 \quad (13)$$

– между **параметрами настройки** – пусть  $y_{x1}$  и  $y_{x2}$  являются различными параметрами настройки,  $y_{x1} \neq y_{x2}$ , в полете на заданных параметрах задания  $x$  и режиме полета  $y$ :

$$F(x, y, y_{x1}) > F(x, y, y_{x2}) \Rightarrow y_{x1} \prec y_{x2} \quad (14)$$

– между **методами оптимизации** – пусть  $q$  и  $r$  означают различные правила оптимизации режима полета:

$$F(x, y^q, y_x) > F(x, y^r, y_x) \Rightarrow q \prec r \quad (15)$$

**Во второй главе** рассматриваются вопросы оптимальности отдельно крейсерского режима и крейсерского полета, а также факторы, влияющие на их эффективность. Под крейсерским режимом подразумевается постоянное число Маха  $M_{кр}$  в полете на фиксированной высоте  $H_{кр}$  и на заданную крейсерскую дальность  $L_{кр}$ . Режим работы двигателей задается в виде программы  $R_{кр}(L)$ ,  $0 \leq L \leq L_{кр}$ , которая обусловлена требованиями выполнения горизонтального, сбалансированного полета. Под задачей оптимизации крейсерского режима при заданных высоте  $H_{кр}$  и дальности  $L_{кр}$  будем подразумевать поиск рационального (компромиссного)  $M_{кр}$ . Под задачей оптимизации крейсерского полета будем подразумевать поиск рациональной (оптимальной) крейсерской дальности  $L_{кр\text{ опт}}$ ,  $0 < L_{кр\text{ опт}} \leq L_{кр\text{ max}}$  в полете на заданном эшелоне на рациональном крейсерском режиме  $M_{кр}$  ( $L_{кр\text{ max}}$  – максимальная крейсерская дальность при располагаемом запасе топлива). Если оптимальная крейсерская дальность меньше, чем дальность всего полета,  $L_{кр\text{ опт}} < L_{пол} - L_{н.в} - L_{сн}$ , тогда крейсерский полет следует рассматривать на нескольких эшелонах.

Показатели эффективности на заданной высоте эшелона  $H_{кр}$  разделяем на **локальные** – километровый расход топлива  $q_{км}$ , истинная скорость  $V$  (или число  $M$ ) и **интегральные** – запас топлива  $m_{топ}^{кр}(L_{кр})$  и продолжительность  $T_{кр}(L_{кр})$ , необходимые для полета на крейсерскую дальность  $L_{кр}$ . **Параметром настройки** является масса самолета в конце крейсерского полета  $m_k$ . Рассмотрим задачу поиска компромиссного (рационального) крейсерского режима  $M_{кр}$  в постановках задачи (11) и (12).

**В траекторной постановке задачи** рассматриваются условия компромисса между километровым расходом топлива  $f_1 = q_{км}$  и величиной, обратно пропорциональной скорости  $f_2 = 1/V$ , для каждого значения массы вдоль траектории с помощью функции эффективности множества оптимальных решений (6). При каждом значении массы самолета множество оптимальных режимов ограничено локальным крейсерским числом Маха  $M_{кс}$  и максимальным значением числа Маха горизонтального полета  $M_{max}$ ,  $M_{опт} = \{M : M_{кс} \leq M \leq M_{max}\}$ . По мере уменьшения массы самолета за счет выработки топлива в крейсерском полете на фиксированных высоте и скорости уменьшается значение весового коэффициента (Рисунок 4 – а). Построим **характеристику локальной эффективности** (Рисунок 4 – б) как функцию эффективности множества оптимальных режимов, определенную на множестве оптимальных чисел Маха и массы самолета на рассматриваемом эшелоне (Рисунок 4 – в,  $M_{кр}^*$  – локальное компромиссное число Маха).

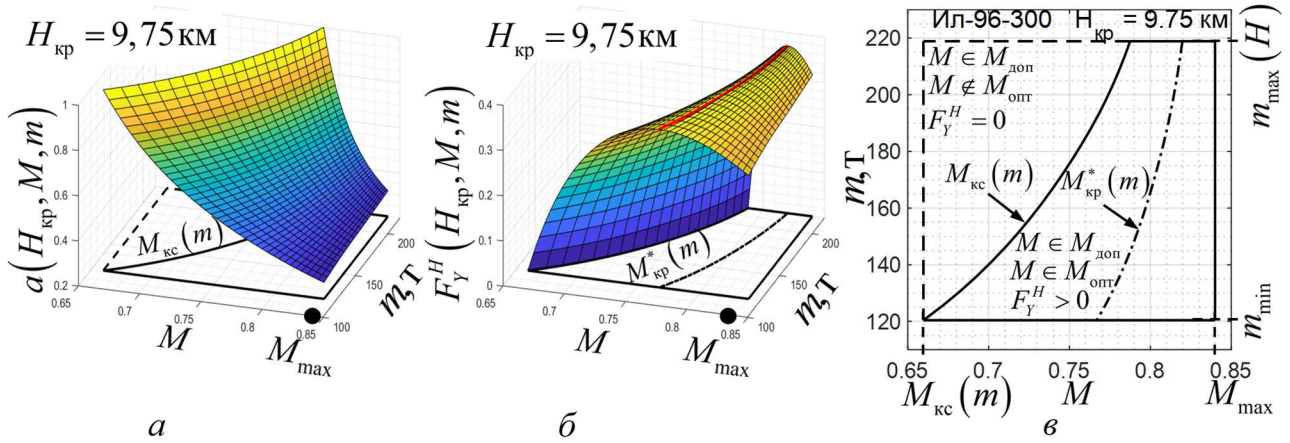


Рисунок 4 – Пример анализа эффективности крейсерского полета траекторным методом

Интегрирование данной характеристики по дальности позволяет получить **траекторный показатель эффективности крейсерского полета**  $\Delta F_{кр}^T$  (индекс «Т» означает метод оптимизации):

$$\Delta F_{кр}^T(M, L_{кр}, y_x) = \int_0^{L_{кр}} F_Y^H(H_{кр}, M, m) dL; \quad F_{кр}^T(M, L_{кр}, y_x) = \frac{\Delta F_{кр}^T}{L_{кр}} \quad (16)$$

Компромиссным крейсерским режимом является такое число Маха  $M_{кр}^T$ , которое доставляет максимум обобщенному показателю эффективности крейсерского полета:

$$F_{кр}^T(M_{кр}^T, L_{кр}, y_x) = \max_{M_{кр}(m_{\min}) \leq M \leq M_{кр}(m_{\max})} F_{кр}^T(M, L_{кр}, y_x) \quad (17)$$

Пример оптимизации крейсерского режима представлен на Рисунке 5.

В **эксплуатационной постановке задачи**, в силу того что значение весового коэффициента не меняется вдоль траектории полета  $a(L) = \text{fix}$ ,  $0 \leq L \leq L_{кр}$ , обобщенный показатель эффективности крейсерского полета принимает форму функции эффективности множества оптимальных решений. Частными критериями являются интегральные показатели в функции от числа Маха: запас топлива  $f_1 = m_{\text{топ}}^{\text{кр}}(M)$  и продолжительность полета  $f_2 = T_{кр}(M)$ . Нормирование данных критериев выполняется в точках режимов, соответственно максимальной дальности  $M_{\text{мд}}$  и максимального крейсерования  $M_{\text{мкр}}$ , по правилу (3) на множестве оптимальных режимов  $M_{\text{опт}} = \{M : M_{\text{мд}} \leq M \leq M_{\text{мкр}}\}$ . Запишем эксплуатационную постановку задачи поиска компромиссного крейсерского режима  $M_{кр}^{\exists}$  в виде:

$$F_{кр}^{\exists}(M, L_{кр}, y_x) = a \bar{f}_1(M) + (1-a) \bar{f}_2(M) \quad (18)$$

$$F_{кр}^{\exists}(M_{кр}^{\exists}, L_{кр}, y_x) = \max_{M_{\text{мд}} \leq M \leq M_{\text{мкр}}} F_{кр}^{\exists}(M, L_{кр}, y_x)$$

На Рисунке 5 показан пример оптимизации крейсерского режима эксплуатационным методом в сопоставлении с траекторным методом. В соответствии с принятым правилом предпочтения метода оптимизации (15) траекторный метод можно считать более предпочтительным.

Оптимизация крейсерского полета включает поиск такой крейсерской дальности, полет на которую можно считать рациональным (оптимальным) на рассматриваемом эшелоне и на выбранном крейсерском режиме. Запишем постановку задачи оптимизации крейсерского полета как поиск такой дальности  $L_{кр\text{ опт}}$ , при которой значение обобщенного показателя эффективности крейсерского режима  $F_{кр}$  (16), (18) достигает максимум:

$$L_{кр\text{ опт}} = \arg \max_{0 \leq L_{кр} \leq L_{кр\text{ max}}} F_{кр}(M_{кр}, L_{кр}, y_x) \quad (19)$$

Максимальное значение (19) в полете на  $M_{кр}^{\text{Э}}$ , всегда достигается при максимальной дальности  $L_{кр\text{ max}}$ , в то время как на  $M_{кр}^T$  достижение аналогичных результатов возможно при дальности меньше, чем максимальная,  $L_{кр\text{ опт}} \leq L_{кр\text{ max}}$  (Рисунок 6 – а). Оптимальная дальность крейсерского полета, полученная траекторным методом, является критерием эшелонирования при рассмотрении эффективности крейсерского полета на заданном эшелоне.

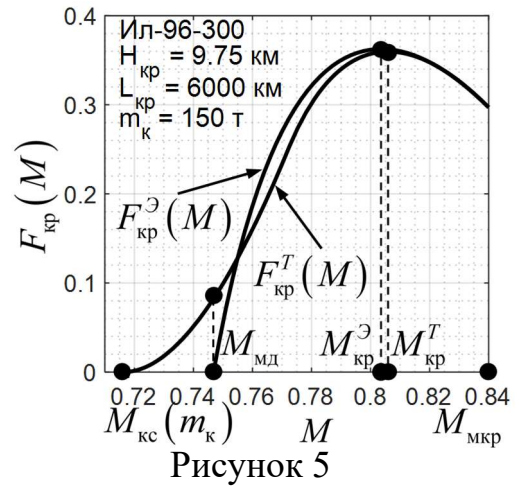


Рисунок 5

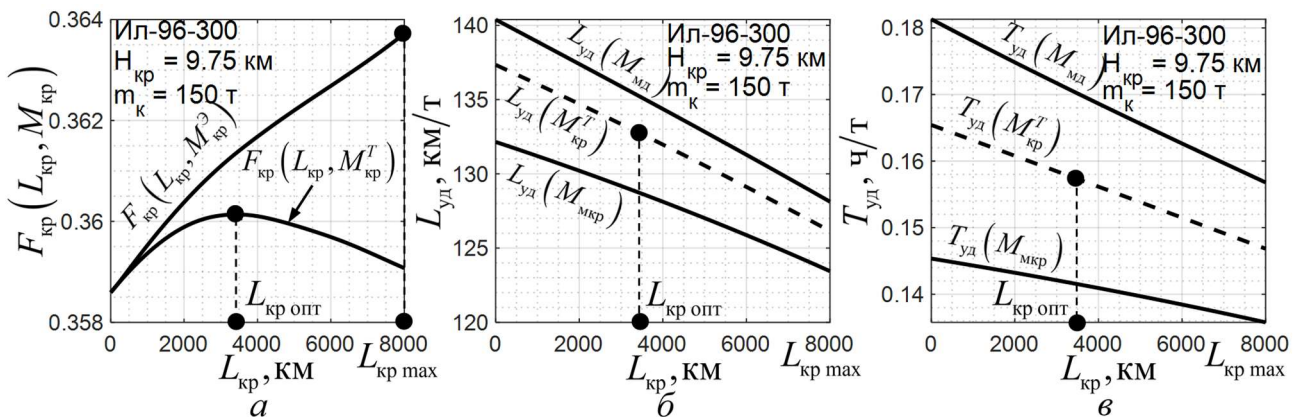


Рисунок 6

Смысл оптимальной дальности, полученной траекторным методом, представлен на Рисунке 6 – б, в. Оптимальной дальностью режима  $M_{кр\text{ мд}}$  является такая дальность, при которой удельная дальность  $L_{уд}$ ,  $L_{уд} = L_{кр} / m_{топ}$  является максимальной (см. Рисунок 6 – б). Максимум удельной дальности достигается при  $L_{кр} = 0$ , как следствие

того, что режим  $M_{\text{мд}}$  считается оптимальным в «полете по потолкам»,  $\dot{H}_{\text{кр}} \neq 0$ . Оптимальной дальностью режима максимального крейсерования  $M_{\text{мкр}}$  является максимально возможная крейсерская дальность  $L_{\text{кр max}}$ , при которой удельная продолжительность является минимальной  $T_{\text{уд}}$ ,  $T_{\text{уд}} = T_{\text{кр}}/m_{\text{топ}}$  (см. Рисунок 6 – в). Таким образом, **оптимальная крейсерская дальность** является компромиссной между оптимальными дальностями режимов  $M_{\text{мд}}$  и  $M_{\text{мкр}}$ .

В диссертационной работе были проведены исследования факторов, влияющих на значение оптимальной дальности и на эффективность крейсерского полета. Было установлено, что на заданной высоте эшелона  $H_{\text{кр}}$  значение оптимальной дальности при небольшой загрузке отличается от  $L_{\text{кр max}}$  и уменьшается с ростом массы самолета в конце крейсерского полета  $m_{\text{к}}$ . Затем, с дальнейшим ростом  $m_{\text{к}}$  самолета  $L_{\text{кр опт}}$ , оно растет до значения  $L_{\text{кр max}}$  (см. Рисунок 7). Величина обобщенного показателя эффективности крейсерского полета  $F_{\text{кр}}$  растет с ростом массы  $m_{\text{к}}$ , что указывает на то, что предпочтительность уменьшается с ростом  $m_{\text{к}}$  (14). С ростом высоты  $H_{\text{кр}}$  растет значение  $F_{\text{кр}}$ , что указывает на то, что предпочтительность увеличивается с ростом  $H_{\text{кр}}$  (13).

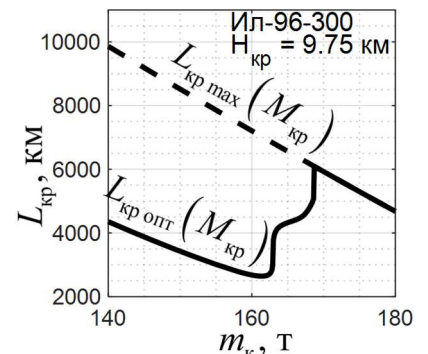


Рисунок 7

**В третьей главе** рассматривается эффективность режимов изменения высоты. Такие маневры исследуются в квазиустановившейся постановке задачи с энергетической высотой  $E$  в качестве параметра задачи. В данном подходе полагается, что движение происходит в вертикальной плоскости, угол наклона траектории мал  $\theta \approx 0$ , скорость изменения наклона траектории пренебрежимо мала  $\dot{\theta} \approx 0$ , подъемная сила приблизительно равна весу  $n_y \approx 1$ , скорость и высота меняются при сохранении энергии самолета за пренебрежимо малое время, а масса самолета при изменении высоты не изменяется. Показатели эффективности маневров изменения высоты разработаны с помощью принципа «потерянной дальности», которая позволяет исследовать данные маневры в сопряжении с параметрами крейсерского полета. Принцип построения показателей эффективности режимов набора высоты можно записать в следующем виде:

$$\frac{dF_i}{dL} = \frac{df_i}{dL} - \frac{df_{\text{кр}i}}{dL} \quad (20)$$

где:  $f_i$  – «прямой» показатель эффективности,  $f_{\text{кр}i}$  – показатель эффективности крейсерского режима.

Принимая во внимание, что  $dL/dE = 1/n_{xa}$ , запишем частные критерии показателя (9):

$$\frac{dF_1}{dE} = \frac{q_{\text{км кр}}(E, V, R) - q_{\text{км кр}}(H_{\text{кр}}, V_{\text{кр}}, R_{\text{кр}})}{n_{xa}(E, V, R)}; \quad \frac{dF_2}{dE} = \frac{1}{n_{xa}(E, V, R)} \frac{V_{\text{кр}} - V}{V_{\text{кр}} V} \quad (21)$$

где:  $q_{\text{км кр}}$  – расход топлива в крейсерском полете,  $V_{\text{кр}}$  – крейсерская скорость,  $n_{xa}$  – тангенциальная перегрузка.

Знак тангенциальной перегрузки определяет маневр изменения высоты:  $n_{xa} > 0$  – **набор высоты**,  $n_{xa} < 0$  – **снижение высоты**. Рассмотрим метод анализа набора высоты. В исследовании набора высоты проводится поиск такой программы управления скоростью и режимом работы двигателей  $y(E) = [V(E), R(E)]$ , которую можно считать оптимальной в смысле принятого критерия оптимальности. В исследовании снижения высоты оптимизации подлежит программа управления скоростью, так как для любой точки траектории оптимальным режимом работы двигателей является режим малой тяги  $R_{\text{мг}}$ .

Для каждого значения  $E$  проводится поиск точек минимума показателей (21), которые на траектории  $E_0 \leq E \leq E_k$  образуют параметры экономической и скоростной программ маневра изменения высоты,  $y_{\text{эк}}(E) = [E, \tilde{V}_1(E), \tilde{R}_1(E)]$ ,  $y_{\text{ск}}(E) = [E, \tilde{V}_2(E), \tilde{R}_2(E)]$ . Множеством оптимальных решений является множество  $Y_{\text{опт}}(E) = \{y : y_{\text{эк}}(E) \leq y \leq y_{\text{ск}}(E)\}$ . Для каждого значения  $E$  нормируем данные частные критерии по принципу (3), что позволяет записать выражение локальной эффективности режимов изменения высоты в виде комплексного критерия (4):

$$\bar{F}_{\text{н.в.}}(E, a, y) = a\bar{F}_{1\text{н.в.}}(y, E) + (1-a)\bar{F}_{2\text{н.в.}}(y, E), \quad y \in Y_{\text{опт}}(E) \quad (22)$$

Для каждой точки траектории набора высоты  $E$ ,  $E_0 \leq E \leq E_k$  можно составить функцию эффективности внешнего множества:

$$\bar{F}_{\text{н.в.}}[E, a, \tilde{y}(E, a)] = \min_{y_{\text{эк}}(E) \leq y \leq y_{\text{ск}}(E)} \bar{F}_{\text{н.в.}}(E, a, y) \quad (23)$$

Функция  $\tilde{y}(E, a)$  сопоставляет каждому значению весового коэффициента  $a$ ,  $0 \leq a \leq 1$  параметры управления в точке траектории  $E$ , при том, что для значения  $a = 1$  вычисляются параметры **экономического** режима  $y_{\text{эк}}(E)$ , для  $a = 0$  – **скоростного**  $y_{\text{ск}}(E)$ . Запишем траекторную и эксплуатационную постановки задачи поиска компромиссных (оптимальных) программ набора высоты.

**Траекторная постановка задачи** поиска оптимальной (компромиссной, рациональной) программы набора высоты предполагает поиск таких весового



коэффициента  $\tilde{a}(E)$  и параметров программы  $y_{\text{опт}}(E)$ , которые доставляют максимум выражению (23) в каждой точке траектории  $E$ ,  $E_0 \leq E \leq E_k$ :

$$\bar{F}_{\text{н.в}}[E, \tilde{a}(E), y_{\text{опт}}(E)] = \max_{0 \leq a \leq 1} \bar{F}_{\text{н.в}}[E, a, \tilde{y}(E, a)] \quad (24)$$

где:  $y_{\text{опт}}(E) = \tilde{y}[E, \tilde{a}(E)]$  – параметры управления компромиссной программы в точке  $E$  и при текущем значении  $\tilde{a}(E)$ .

Поиск оптимальных параметров управления для каждой точки траектории  $E$ ,  $E_0 \leq E \leq E_k$  позволяет определить оптимальные программы набора высоты  $H_{\text{опт}}(E)$ ,  $V_{\text{опт}}(E)$  и  $R_{\text{опт}}(E)$ , а также локальные значения показателя эффективности  $\bar{F}_{\text{н.в}}[E, \tilde{a}(E), y_{\text{опт}}(E)]$ ,  $\tilde{a}(E)$ . Для оптимальных программ можно вычислить эксплуатационные показатели  $\Delta m_{\text{топн.в}}$ ,  $\Delta L_{\text{н.в}}$  и  $\Delta t_{\text{н.в}}$ , по известным формулам. Траекторным показателем эффективности набора высоты является интегральное значение:

$$\Delta F_{\text{н.в}} = \int_{E_0}^{E_k} \bar{F}_{\text{н.в}}[E, \tilde{a}(E), y_{\text{опт}}(E)] dE \quad (25)$$

**Эксплуатационная постановка задачи** поиска оптимальной (компромиссной, рациональной) программы набора высоты предполагает поиск такого фиксированного значения весового коэффициента  $\tilde{a}$ , при котором программа набора высоты может считаться оптимальной. Для каждой точки траектории  $E$ ,  $E_0 \leq E \leq E_k$ , строится семейство программ управления в функции от весового коэффициента  $a$ ,  $\tilde{y}(E, a)$ , по принципу (23). Затем проводится интегрирование комплексного критерия (22) по траектории набора высоты при  $\tilde{y}(E, a)$  в функции от весового коэффициента  $a$ , то есть формируется траекторный показатель эффективности набора высоты:

$$\Delta F_{\text{н.в}}[a, \tilde{y}(a)] = \int_{E_0}^{E_k} \bar{F}_{\text{н.в}}[E, a, \tilde{y}(E, a)] dE \quad (26)$$

Функция (26) является функцией эффективности внешнего множества (7). Весовой коэффициент, доставляющий максимум траекторному показателю эффективности набора высоты  $\tilde{a}$ , определяет компромиссную программу:

$$\Delta F_{\text{н.в}}(\tilde{a}, y_{\text{опт}}) = \max_{0 \leq a \leq 1} \Delta F_{\text{н.в}}(a); \quad y_{\text{опт}} = \tilde{y}(\tilde{a}) \quad (27)$$

Обобщенный показатель эффективности набора высоты  $F_{\text{н.в}}$  вычисляется путем деления траекторного показателя (25), (27) на значение дальности набора высоты  $\Delta L_{\text{н.в}}$  при оптимальной программе  $y_{\text{опт}}$ . Сопоставим эффективность компромиссных режимов

набора высоты, полученных траекторным  $F_{н.в.}^T$  и эксплуатационным методами  $F_{н.в.}^Э$ , с помощью обобщенного показателя эффективности набора высоты.

Рассмотрим эффективность изолированного набора высоты при заданных массе самолета  $m$  и крейсерской высоте  $H_{кр}$  в функции от крейсерского числа Маха  $M_{кр}$ ,  $F_{н.в.}^T(M_{кр})$ ,  $F_{н.в.}^Э(M_{кр})$  (см. Рисунок 8). На представленном примере видно, что для широкого диапазона крейсерских чисел Маха значение  $F_{н.в.}^Э(M_{кр}) \geq F_{н.в.}^T(M_{кр})$ , что указывает на то, что эксплуатационный метод может считаться более предпочтительным, чем траекторный (15). Однако

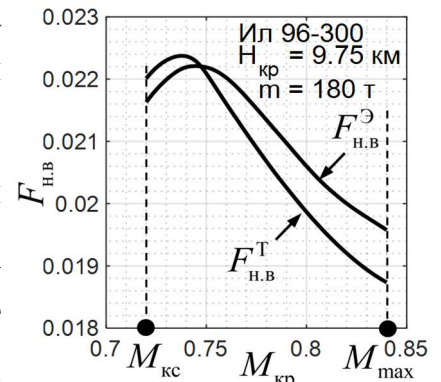


Рисунок 8

локальный максимум обобщенного показателя достигается при наборе высоты с достижением оптимальной крейсерской скорости в точке окончания набора (число Маха  $M_{кс}$ ) только в траекторном методе, что указывает на адекватность моделирования эффективности этим методом. Набор высоты с достижением оптимального числа Маха  $M_{кс}$  считается наиболее эффективным, так как участок горизонтального разгона становится минимальным.

Параметром настройки в исследованиях режимов изменения высоты является **масса самолета  $m$** . Параметрами режима, кроме программ управления, являются также **параметры крейсерского режима  $H_{кр}$ ,  $M_{кр}$** . Исследования влияния параметров настройки и режима на эффективность набора высоты и снижения представлены на Рисунке 9, в соответствии с правилами предпочтения оптимальных программ управления (13) и (14).

**Крейсерская скорость,  $V_{кр}$ ,  $V_{кс} \leq V_{кр} \leq V_{макс}$** . При фиксированных массе самолета и крейсерской высоте предпочтительность набора высоты уменьшается с ростом крейсерской скорости (см. Рисунок 9 – а), предпочтительность снижения – увеличивается с ростом крейсерской скорости (см. Рисунок 9 – б).

**Крейсерская высота,  $H_{кр}$** . При фиксированной массе самолета и крейсерской скорости, являющейся локальной крейсерской скоростью  $V_{кс}(m, H_{кр})$ , предпочтительность набора высоты уменьшается с ростом крейсерской высоты (см. Рисунок 9 – в), предпочтительность снижения – увеличивается с ростом крейсерской высоты (см. Рисунок 9 – г).

**Масса самолета,  $m$** . При фиксированной крейсерской высоте и крейсерской скорости, являющейся локальной крейсерской скоростью  $V_{кс}(m, H_{кр})$ , предпочтительность набора высоты увеличивается с ростом массы самолета (см. Рисунок 9 – д), предпочтительность снижения – уменьшается с ростом массы самолета (см. Рисунок 9 – е).

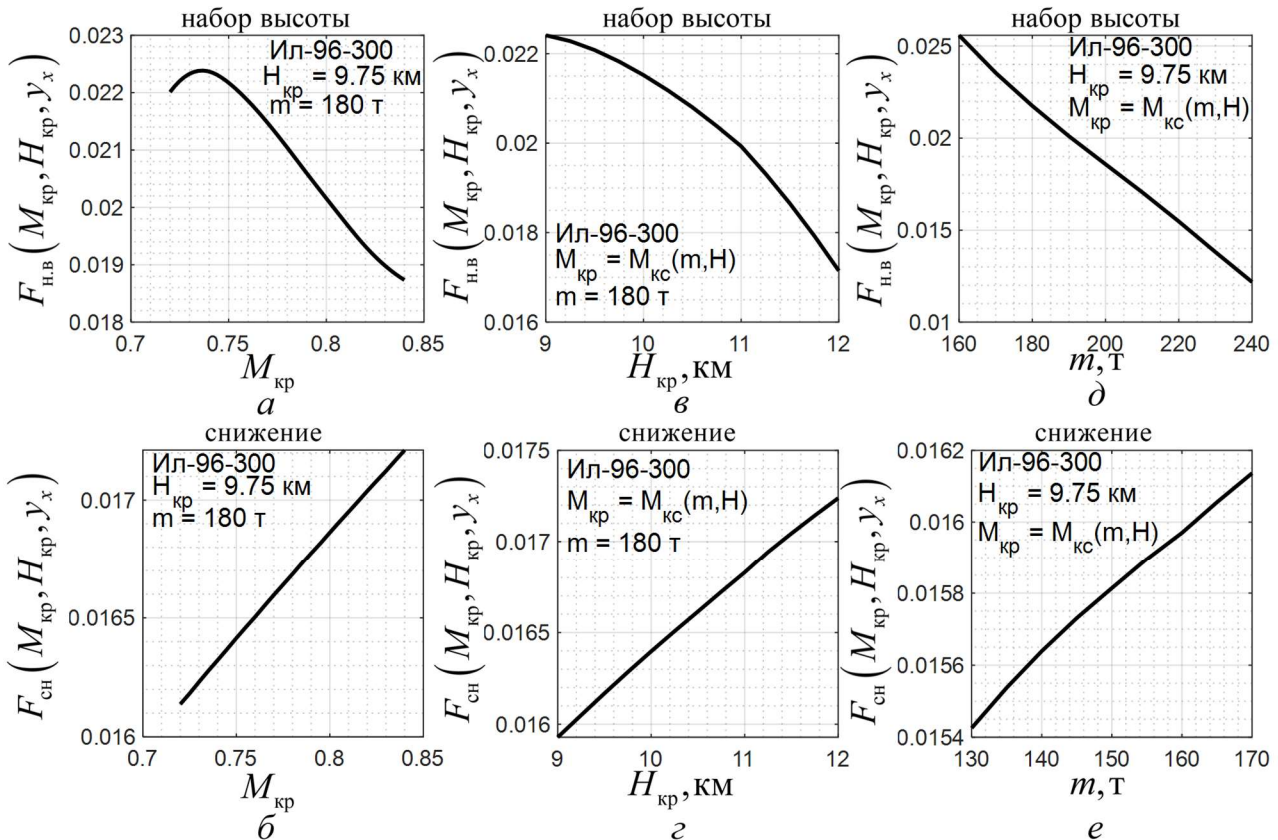


Рисунок 9 – Результаты исследования эффективности режимов изменения высоты

В четвертой главе рассматриваются вопросы эффективности летных операций в полете на компромиссных режимах. Построение оптимальных профилей полета предполагает оптимизацию отдельных этапов полета: набора высоты, крейсерского полета, эшелонирования (как частного случая набора высоты) и снижения. Исследование эффективности летной операции следует проводить от снижения до набора высоты. Рассмотрим исследование эффективности полета траекторным методом (12). Оптимальная дальность, как критерий эшелонирования, приводит к тому, что оптимальный профиль полета будет ступенчатым, с несколькими эшелонами крейсерского полета. Параметром в задаче исследования полета в условиях эшелонирования является значение максимальной крейсерской высоты (высоты эшелона перед снижением на посадку)  $H_{кр\ max}$ , которая детерминирует профиль полета. Показателем эффективности летной операции является интегральный траекторный показатель:

$$\Delta F_{пол} (H_{кр\ max}) = \sum_{i=1}^k (\Delta F_{н.в.})_i + \sum_{i=1}^k (\Delta F_{кр.})_i + \Delta F_{сн.}; F_{пол} (H_{кр\ max}) = \frac{1}{L_{пол}} \Delta F_{пол} (H_{кр\ max}) \quad (28)$$

где:  $k$  – количество эшелонов полета.

Параметром настройки полета является масса коммерческой нагрузки  $m_{к.н.}$ . Летным заданием является либо заданная дальность полета  $L_{пол}$ , либо заданный основной запас топлива  $m_{ОЗТ}$ . Данные задачи определяют два направления

исследования летной эффективности магистральных самолетов (соответственно задача исследования летной эффективности и задача исследования транспортной эффективности). Оптимальным профилем полета является такой профиль, при котором значение  $H_{кр\ max}$  доставляет максимум значению обобщенного показателя эффективности полета  $F_{пол}$  (28):

$$F_{пол}(\tilde{H}_{кр\ max}) = \max_{H_{кр\ max}} F_{пол}(H_{кр\ max}) \quad (29)$$

Рассмотрим пример оптимизации полета на фиксированную дальность  $L_{пол} = 9500$  км с массой самолета в конце снижения на посадку  $m_k = 150$  т (см. Рисунок 10). Каждое значение  $H_{кр\ max}$  отображает отдельный профиль полета. Масса основного запаса топлива  $m_{OЗТ}$ , продолжительность полета  $T_{пол}$ , уменьшаются с ростом значения  $H_{кр\ max}$  (см. Рисунок 10 – б, в). При этом значение обобщенного показателя эффективности полета достигает максимального значения при  $H_{кр\ max}$  меньше, чем статический потолок при  $m_k$ .

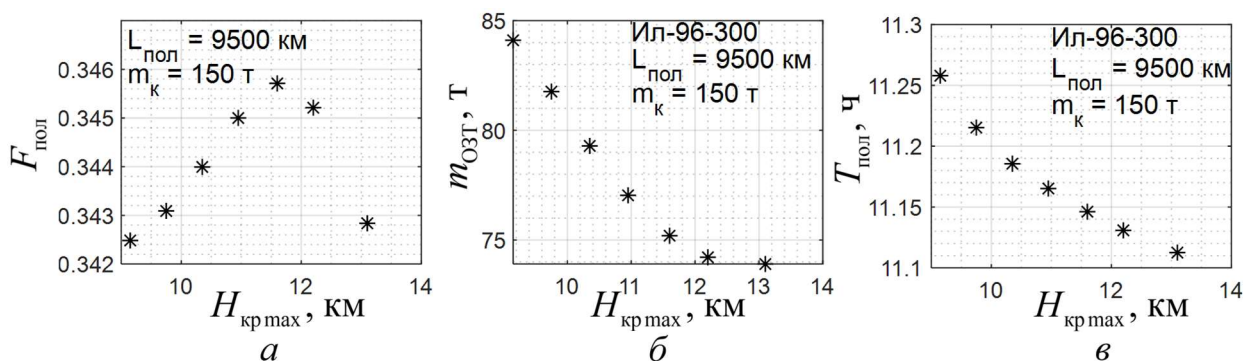


Рисунок 10 – Пример оптимизации профиля полета на заданную дальность

Данный локальный максимум обусловлен ростом необходимого количества эшелонов крейсерского полета с увеличением  $H_{кр\ max}$ . Таким образом, можно сделать вывод, что чрезмерное эшелонирование уменьшает эффективность полета.

На Рисунке 11 показаны выбранные профили полета (а) и соответствующие им профили скорости (б) в рамках рассматриваемого примера. Оптимальному профилю соответствует  $\tilde{H}_{кр\ max} = 11,6$  км, который выполняется на пяти эшелонах  $k = 5$ . На Рисунке 11 – б видно, что вследствие эшелонирования до границы тропосферы, 11 км, скорость крейсерского полета уменьшается вследствие эшелонирования. В то время как дальнейшее эшелонирование (выше границы тропосферы) приводит к росту скорости крейсерского полета.

В диссертационной работе метод оптимизации полета используется в исследованиях летной ( $L_{пол}=fix, m_{OЗТ}=var$ ) и транспортной ( $L_{пол}=var, m_{OЗТ}=fix$ )

эффективностей. Проведенные исследования подтвердили соответствие достигнутых научных результатов практике летной эксплуатации магистральных самолетов.

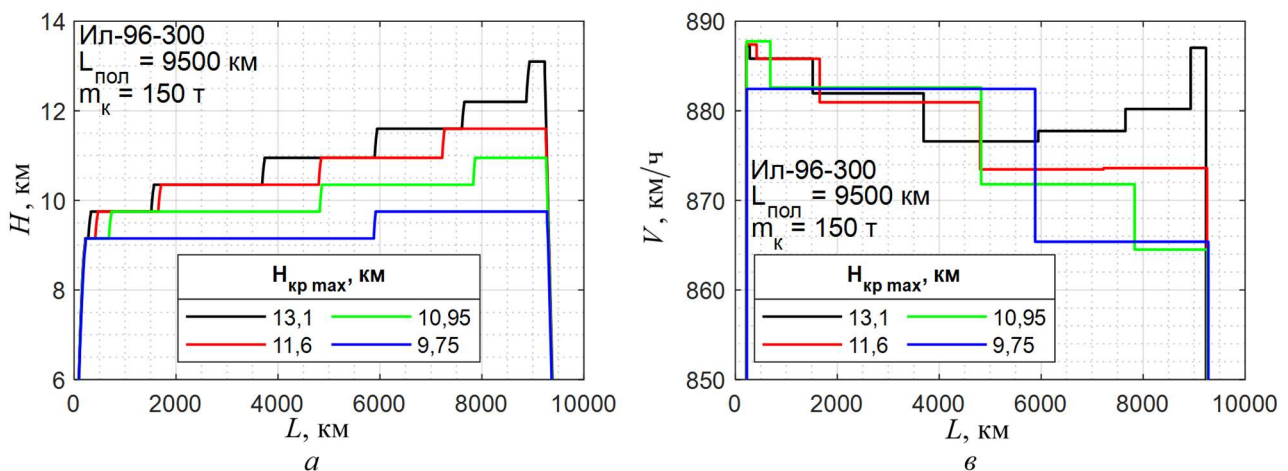


Рисунок 11 – Профили полета (а) и соответствующие им профили скорости (б) в примере задачи на фиксированную дальность

Возможность использования предложенного метода оптимизации полета в разработках РЛЭ и проектировании оптимальных маршрутов полетов магистральных самолетов рассматривается на примере исследования эффективности полета на маршруте Москва – Гавана самолетом Ил-96-300 ( $L_{\text{пол}} = \text{fix}$ ). С этой целью рассмотрены режимы, рекомендованные в РЛЭ самолета ( $M_{\text{кр}}^{\text{РЛЭ}} = 0,78, \dots, 0,83$ ), в эксплуатационной постановке задачи (эшелонирование не предусмотрено), и оптимальные (компромиссные) режимы в траекторной постановке задачи (в условиях эшелонирования). Были вычислены эксплуатационные показатели в полете на рекомендованных режимах: запас топлива  $m_{\text{пол}}^{\text{РЛЭ}}(M_{\text{кр}}^{\text{РЛЭ}})$ , продолжительность полета  $T_{\text{пол}}^{\text{РЛЭ}}(M_{\text{кр}}^{\text{РЛЭ}})$  и показатели оптимальных профилей  $m_{\text{пол}}^{\text{опт}}$ ,  $T_{\text{пол}}^{\text{опт}}$ . Результаты расчетов в относительном виде для различных значений  $m_{\text{ком}}$  ( $m_{\text{ком}} = 0, \dots, 19,3$  т) представлены на Рисунке 12. На Рисунке 12 – а видно, что использование оптимальных профилей приводит к росту (до 20%) расхода топлива на участках набора высоты (особенно с ростом коммерческой нагрузки). Однако не менее отчетливо наблюдается, что использование оптимальных режимов сокращает расход топлива в расчете за весь полет, причём экономия расхода топлива улучшается с ростом массы коммерческой нагрузки (Рисунок 12 – б). Рассмотрим полет на режиме, рекомендованном РЛЭ, соответствующий по продолжительности полету по оптимальной программе  $T_{\text{пол}}^{\text{РЛЭ}}(M_{\text{кр}}^{\text{РЛЭ}}) \approx T_{\text{пол}}^{\text{опт}}$ ,  $M_{\text{кр}}^{\text{РЛЭ}} \approx 0,8$  (см. Рисунок 12 – в). Выигрыш по топливу в таком случае достигает до 10% при загрузке  $m_{\text{ком}} = 19,3$  т (см. Рисунок 12 – б).

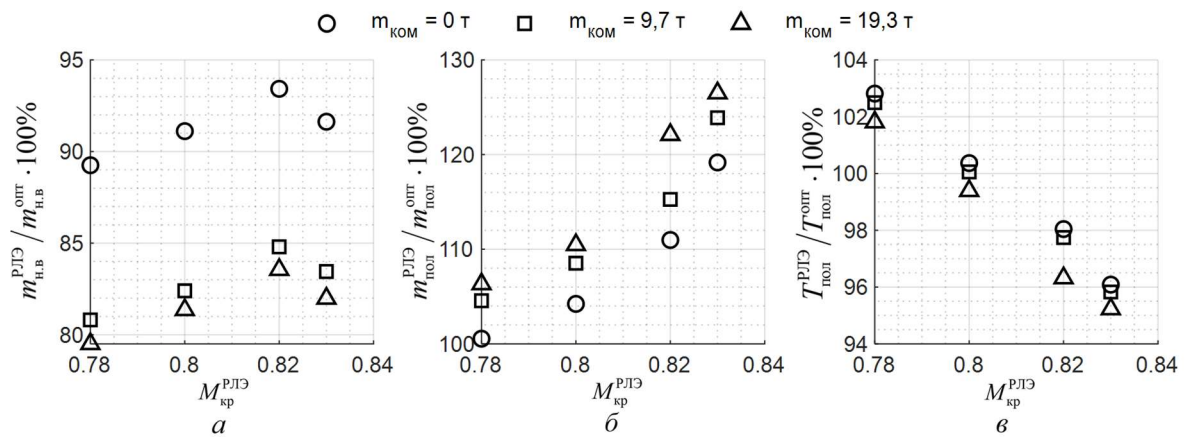


Рисунок 12

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

К основным результатам выполненных в диссертации исследований можно отнести следующее:

1. Решение задачи повышения эффективности эксплуатации магистральных самолетов позволяет обеспечить как новые конструкторские решения в области аэродинамики и совершенствования силовой установки (параметрическая задача), так и оптимизировать параметры летных операций, причём без изменения облика ВС (является заданным условием), а исключительно путем корректировки траекторий полета (динамическая задача);

2. Поскольку задачи, связанные с выполнением летных операций, осложняются большой степенью неопределенности отдельных критериев (могут меняться как от полета к полету, так и по мере выполнения каждого конкретного полета), для решения этой проблемы и оптимизации параметров траекторий в работе был предложен метод многокритериальной оптимизации на основе исследования характеристик магистрального самолета как многоцелевой системы;

3. Разработана методика анализа многокритериальных задач с использованием аналитических весовых коэффициентов. С одной стороны, указывают на сравнительную важность отдельных задач, с другой – обеспечивают минимум решений из множества оптимальных. Предложен новый метод учета неопределенности – метод минимизации риска многоцелевой системы. Установлено, что использование аналитических весовых коэффициентов обеспечивает существование седловой точки в гарантирующем методе учета неопределенности;

4. На основе анализа существующих методов оптимизации режимов полета и предложенной методики анализа многокритериальных задач разработаны траекторная и эксплуатационная постановки задачи оптимизации режимов полета, учитывающие двойственный характер весового коэффициента – как меры сравнительной важности отдельных целей полета и как нормированного значения показателя стоимости;

5. Расчеты по разработанному методу подтвердили, что полеты на максимальную дальность более эффективны при их выполнении «по потолкам» или с увеличением эшелона по мере уменьшения массы самолета. При этом разработанный метод позволяет определять оптимальную, с точки зрения эффективности полета, точку перехода на другой эшелон, а также оптимальную скорость на каждом эшелоне в зависимости от целей конкретного полета;

6. Задача оптимизации режимов набора высоты и снижения сводится к задаче поиска скоростей, оптимизирующих значение дальности и расхода топлива в этих режимах. Для случая набора высоты объектом оптимизации наряду со скоростью является режим работы двигателей, особенно в случаях, когда полет выполняется со взлетной массой меньше максимально-допустимой.

7. Разработанным методом были получены результаты оптимизации для двух типовых задач – полета на заданную дальность и расчета транспортных способностей самолета. Данные результаты могут использоваться при разработке автоматических систем оптимизации режимов полета, а также для выработки рекомендаций РЛЭ;

8. Сопоставление результатов вычисления профилей полета на основе рекомендаций РЛЭ с результатами на основе разработанного метода показало, что использование оптимальных компромиссных режимов может уменьшить потребный запас топлива (около 10%) при незначительном увеличении продолжительности полета (около 2%). Кроме того, обнаружено, что использование этих режимов открывает возможность для разработки экономических моделей, не теряющих актуальности даже при увеличении стоимости топлива, так как критерий эффективности адаптируется с учётом соответствующих изменений.

## **СПИСОК РАБОТ, ОПУБЛИКОВАННЫХ АВТОРОМ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ**

1. Маркевич П. Многокритериальный выбор профиля крыла на основе многоцелевого подхода для легкого гражданского самолета // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2020. № 30. С. 58–66.
2. Маркевич П. Оптимизация параметров крейсерского полета магистрального самолета на основе метода многоцелевого подхода // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 39. С. 72–80.
3. Маркевич П. Исследования методов оптимизации крейсерского полета на компромиссных режимах // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 1. С. 180-189.
4. Маркевич П. Исследование эффективности полета магистрального самолета в условиях неопределенности задач // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 1. С. 29-40.