

Танг Тхань Лам

**СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ И ОПТИМИЗАЦИЯ РЕЖИМОВ ПОЛЕТА
ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ**

Специальность 05.13.01 - Системный анализ, управление и обработка информации
(промышленность)

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва – 2015

Работа выполнена на кафедре «Физика полёта» факультета аэромеханики и летательной техники Московского физико-технического института (государственного университета)

Научный руководитель: Доктор технических наук, профессор кафедры УМБ и ИТ института УМИМ и МБ Государственного университета управления
Нгуен Куанг Тхыонг.

Научный консультант: Кандидат технических наук, в.н.с. ФГУП ЦАГИ и доцент кафедры «Прикладная механика и информатика» ФАЛТ МФТИ
Супруненко Станислав Николаевич.

Официальные оппоненты: Доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой «Высшая математика» (ФН-1) МГТУ им. Н. Э. Баумана
Сидняев Николай Иванович.

Кандидат технических наук, доцент кафедры «Технической эксплуатации радиоэлектронного оборудования воздушного транспорта» ФГБОУ ВПО МГТУ ГА
Затучный Дмитрий Александрович.

Ведущая организация: **Московский авиационный институт**
(национальный исследовательский университет)

Защита диссертации состоится « 28 » мая 2015 г. в 16 часов на заседании диссертационного совета Д002.017.03 при ВЦ РАН по адресу: 119333, г. Москва, ул. Вавилова, д. 40 в конференц-зале.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Вычислительного центра им. А.А. Дородницына РАН

Автореферат разослан «.....» апреля 2015 г.

Ученый секретарь совета по защите докторских и кандидатских диссертаций Д 002.017.03
кандидат физико-математических наук

Мухин А.В.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность работы. Стратегия индустриализации и модернизации Вьетнама производится с целью развития страны. Важная роль в этом развитии отводится индустриальным технологиям, связанным с применением авиации. В индустриально развитых странах летательные аппараты уже давно используются в интересах повышения эффективности производственного процесса. Авиация позволяет быстро и качественно решать такие задачи, как перемещение грузов, мониторинг окружающей среды и технических систем, геологическая разведка и аэрофотосъемка, разведка рыбных запасов для рыболовства, ликвидация природных и техногенных загрязнений, обнаружение и тушение лесных пожаров. А в некоторых случаях авиация является единственным средством решения производственных задач (например, засев облаков для образования осадков). Значительна роль авиации и в агропромышленном комплексе, который для Вьетнама является очень важной отраслью экономики.

В настоящее время существует большое число образцов авиационной техники, способной решать специальные задачи промышленности. Всю эту технику можно разделить на три больших класса – летательные аппараты самолетной схемы (обычные самолеты), винтокрылы (вертолеты), а также аэростатические аппараты (дирижабли). Каждый класс обладает своими достоинствами и недостатками, что обуславливает преимущественные области применения. Если вопрос касается больших расстояний и больших площадей с требованием быстрого реагирования и выполнения нужной воздушной работы, то предпочтение отдается самолетам. Особенность территории Вьетнама – ее значительные размеры с большими площадями лесных массивов, сельскохозяйственных угодий и морских акваторий. Следовательно, использование самолетов здесь оправданно и необходимо. Разумеется, это не исключает применения и вертолетной техники, достоинством которой является возможность зависания и пространственного перемещения в любых направлениях и способность обходиться без аэродромов.

Для промышленных целей могут использоваться специализированные летательные аппараты, но в огромном числе случаев используется авиация общего назначения. В последнее время для проведения воздушных работ наметилась тенденция использования малой авиации, удобной для удовлетворения потребностей небольших предприятий. Проводятся исследования по использованию беспилотной авиации. Естественно, что такая техника должна быть надлежащим образом адаптирована к решаемым производственным задачам. Это предполагает не только оборудование борта специальными дополнительными технологическими устройствами, но также обеспечение необходимых пилотажных характеристик и безопасное управление полетом летательного аппарата в специфических условиях применения. Не менее важны и экономические аспекты применения.

Необходимо отметить, что в сравнении с наземными средствами, авиация “работает” в 10–12 раз производительнее. Однако, говоря об эффективности

применения авиации в производственном процессе, надо учитывать и высокую стоимость воздушных работ, требующих участия высококвалифицированного летного и обслуживающего персонала. В общих затратах значительное место занимает также и стоимость расходуемого авиационного топлива, которая в несколько раз выше стоимости топлива, расходуемого наземной техникой при выполнении аналогичных работ. В условиях энергетического кризиса, с которым сегодня сталкиваются многие страны, это может препятствовать более широкому применению авиации в народном хозяйстве. Очевидно, что для повышения привлекательности и сохранения конкурентоспособности авиации важно снижать затратную часть воздушных работ. Улучшение экономических показателей может быть выполнено за счет использования оптимальных режимов полета и внедрения новых технологий, обеспечивающих рост производительности и эффективности производственного процесса, а также снижение затрат времени и топлива.

Следует отметить, что задачи оптимального управления и оптимизации режимов полета ставились с самого начала зарождения авиации. Но задачи этого типа очень сложны, и более или менее полезные для практики решения были получены в сравнительно ограниченном числе случаев. Здесь уместно упомянуть достижения таких учёных, как И.В. Остославский, И.В. Стражева, А.А. Красовский, Е.В. Тарасов, В.Т. Тараненко, В.Ф. Кротов, А.Е. Bryson, J.T. Betts и др.

В принципе, вопросы об экономической эффективности стоят перед любой авиацией, но в промышленном производстве имеются свои особенности, которые должны быть учтены. В частности, при длительных полетах и полетах с эмиссией массы (задачи тушения пожаров, опыления) требуется учитывать изменение текущей массы самолета. Соответствующих исследований в этом направлении сравнительно немного. Здесь уместно упомянуть исследования Л.П. Федорова [1], в которых плодотворно рассмотрена оптимизация режимов полета сельскохозяйственного самолета. Полученные результаты учитывают изменение массы самолета за счет распыления химического вещества при выполнении авиахимических работ (АХР). Но отмечая работу [1], следует все же отметить ряд сделанных в ней допущений и упрощений, снижающих возможность более глубокой оптимизации режимов полета самолета с изменяющейся массой. Малоизученными остаются также вопросы оптимизации маневров, которые должны выполняться на малых скоростях вблизи земной поверхности, что типично для многих воздушных работ в промышленности.

Целью диссертационной работы является исследование, разработка и предложение оптимальных режимов полета летательного аппарата самолетной схемы (самолета) в производственном процессе с учетом изменения массы самолета в полете.

Объектом исследования являются оптимизация и оптимальное управление летательным аппаратом.

Задачи исследования: В соответствии с поставленной целью решаются следующие задачи:

- Вариационная задача минимизации расхода топлива самолета в горизонтальном полете. Учитывается изменение полной массы самолета в полете и сложный характер зависимости удельного расхода топлива двигателем от режима полета.
- Задачи формирования траектории движения самолета при выполнении пространственных маневров.
- Задачи оптимизации маневров: минимизация расхода топлива и времени выполнения пространственного маневра самолета. Учитываются ограничения на переменные состояния и управления.
- Задача автоматического поддержания экономичного режима полёта средствами адаптивного управления (экстремальное регулирование по критерию минимума коэффициента удельной дальности). Построение соответствующих структурных схем и моделирование систем автоматического управления самолётом, обеспечивающих решение задачи.

Методы и предмет исследования: При решении задач диссертационного исследования использовались теории оптимального управления; теории оптимизации; теории автоматического управления; прямые вариационные методы; численные методы; адаптивное управление; математическое моделирование; пакет вычислительных программ MATLAB и его инструментарий (Toolboxes).

Теоретическая значимость результатов работы: Получены новые расчетные формулы и даны рекомендации для оптимизации режимов полета самолета с учетом изменения его массы в производственном процессе.

Научная новизна результатов: Представлены новые решения задач по оптимизации характерных режимов полета самолета, в том числе новые расчетные формулы, позволяющие численно определить оптимальное решение в виде зависимости оптимальной скорости полета от массы самолета.

Практическая значимость результатов работы:

- Результаты диссертационного исследования могут быть применены для повышения эффективности и экономичности выполнения воздушных работ.
- Полученные результаты работы могут быть использованы для оптимизации режима полёта не только самолетов, но и других летательных аппаратов. Использованные в диссертации методы расчёта позволяют решить многочисленные актуальные задачи оптимизации в промышленности, и в этом плане изложенный в диссертации материал может иметь методическую значимость.
- Отдельные результаты диссертационной работы могут быть использованы в программе индустриализации и модернизации производственных процессов Вьетнама.

Основные положения, выносимые на защиту:

- Решение задачи оптимизации режима полета на участках горизонтального полёта с эмиссией рабочей массы.

- Решение задачи планирования траектории пространственного маневра самолета.
- Решения задач оптимизации набора высоты в вертикальной плоскости по критериям быстродействия и экономии топлива при сложных ограничениях на фазовые переменные и на управления.
- Решения задач оптимизации разворота самолёта в горизонтальной плоскости по критериям быстродействия и экономии топлива при сложных ограничениях на фазовые переменные и на управления.
- Решения задач оптимизации разворота в пространстве по критериям быстродействия и экономии топлива при сложных ограничениях на фазовые переменные и на управления.
- Структурные схемы для автоматической системы, реализующей оптимальный режим для экономии топлива (максимума дальности).

Достоверность результатов, полученных в диссертации, подтверждается:

- корректным использованием математических моделей движения самолета; моделированием с различными математическими моделями.
- совпадением полученных оптимальных решений с решениями, полученными численным методом Рунге-Кутты четвёртого порядка.
- сравнением решений, полученных в диссертации с решениями, полученными другими методами с получением непротиворечивых результатов.

Апробация работы и публикации: Результаты диссертации докладывались и обсуждались на научно-технической конференции по аэродинамике ЦАГИ, Жуковский, 2013; на 56-й всероссийской научной конференции МФТИ “Актуальные проблемы фундаментальных и прикладных наук в современном информационном обществе”, Жуковский, 2013, а так же на международной научной конференции, посвященной 90-летию со дня рождения выдающегося ученого, генерального конструктора ракетно-космических систем, академика В.Ф. Уткина “Фундаментальные проблемы системной безопасности”, Елец, 2014.

Результаты работы опубликованы в 3-х изданиях общим объемом 2,5 п.л., рекомендованных ВАК-ом Минобрнауки России.

Объем и структура работы: Диссертационная работа состоит из введения, 4 глав, заключения по работе, списка литературы и приложения. Работа содержит 155 страниц, 57 рисунков.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы диссертации, сформулированы цель и задачи исследования, представлены научная новизна и практическая значимость диссертационной работы, приведены основные результаты и положения, выносимые на защиту.

В первой главе рассматриваются проблемы использования летательных аппаратов для индустриализации и модернизации производственного процесса,

задачи оптимизации режимов полёта самолёта, в том числе уделяется внимание использованию самолёта в агропромышленном производстве.

Во второй главе рассматривается вариационная задача минимизации расхода топлива самолета в горизонтальном полете. Учитывается изменение полной массы самолета в полете (за счет выгорания топлива и эмиссии массы рабочего вещества) и сложный характер зависимости удельного расхода топлива двигателя самолета от режима полета. Предлагается метод определения экстремали вариационной задачи, основанный на уточнении более простого квазистационарного решения, получаемого исходя из условия равенства силы тяги двигательной установки аэродинамическому сопротивлению самолета.

Уравнения движения ЛА и минимизируемый функционал

Предполагается, что в общем случае воздушная работа заключается в выполнении эмиссии массы рабочего вещества над некоторой поверхностью. Это может быть связано, например, с авиахимической обработкой посевов или зараженных площадей, с противопожарными мероприятиями. Обычно эмиссия массы осуществляется в процессе пролетов самолета над обрабатываемой поверхностью по прямолинейным траекториям. За пределами обрабатываемой поверхности самолет делает развороты для смены направления полета (рис. 1).

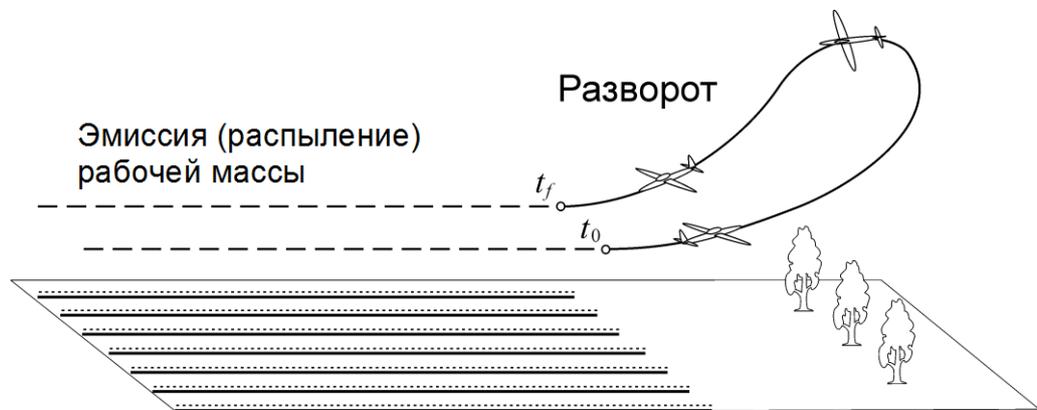


Рис. 1. Воздушная работа (пример АХР)

Для участков с эмиссией массы, выполняемых в режиме прямолинейного горизонтального полета, уравнения движения самолета могут быть взяты в виде

$$m\dot{V} = P - X_a, \quad Y_a = mg, \quad \dot{m} = -c_e P - \dot{m}_c, \quad \dot{L} = V, \quad (2.1)$$

где m – масса самолета; V – скорость полета; L – координата дальности; P – тяга двигателя; X_a – сила аэродинамического сопротивления; Y_a – аэродинамическая подъемная сила; c_e – удельный расход топлива, \dot{m}_c – секундный расход массы распыляемого вещества. Аэродинамические силы определяются выражениями

$$X_a = c_x S \rho V^2 / 2, \quad Y_a = c_y S \rho V^2 / 2,$$

где c_x и c_y – аэродинамические коэффициенты, S – площадь крыла самолета, ρ – плотность атмосферы.

Второе уравнение (2.1) – это условие поддержания горизонтального полета. Оно позволяет определить требуемую величину коэффициента подъемной силы $c_y \equiv c_{yГ.П}(m, V) = 2G/(S\rho V^2)$, а по известной зависимости $c_x(c_y)$ – соответствующее значение коэффициента лобового сопротивления $c_x \equiv c_{xГ.П}(m, V) = c_x(c_{yГ.П}(m, V))$.

Таким образом, эти коэффициенты и соответствующие аэродинамические силы оказываются функциями массы самолета и скорости полета. Удельный расход топлива c_e зависит от высоты, скорости полета и тяги P , но ввиду постоянства высоты это будет функция только скорости и тяги, $c_e = c_e(V, P)$.

При рассмотрении эффективности выполнения воздушной работы по расходу топлива время полета не фиксируется. В этом случае уравнения (2.1) удобно преобразовать к независимой переменной L :

$$dV/dL = (P - X_a)/(mV), \quad dm/dL = -c_e P/V - m'. \quad (2.2)$$

Здесь $X_a = c_{xГ.П}(m, V)qS \equiv X_a(m, V)$, а величина $c_e P/V$ определяет путевой расход топлива. Параметр $m' = dm_c/dL$ – расход массы эмитируемого рабочего вещества на единицу расстояния [кг/м]. Величина этого параметра зависит от заданной нормы расхода рабочего вещества на единицу обрабатываемой площади и в большинстве случаев может быть принята постоянной.

На практике минимизация затрат топлива обычно выполняется посредством статической минимизации путевого расхода топлива по скорости полета для каждого фиксированного значения массы m самолета в предположении, что тяга двигателя уравнивает аэродинамическое сопротивление, т.е. принимается $P = X_a$. В этом случае $dV/dt = 0$ и $V = const$, благодаря чему определение оптимальной скорости полета в виде зависимости $V_{opt} = \bar{V}_0(m)$ требует выполнения сравнительно простой операции

$$c_e(V, X_a(m, V))X_a(m, V)/V \rightarrow \min_V.$$

Полученное решение можно назвать квазистационарным, так как в полете масса самолета m непрерывно уменьшается и оптимальная скорость полета на самом деле оказывается переменной. Но его можно назвать также и квазиоптимальным, поскольку, давая неплохие результаты, оно все же не использует полностью потенциальный резерв снижения тяги за счет учета ускорения dV/dt . В полете без эмиссии рабочей массы ($m'_c = 0$, как это имеет место у обычной авиации), уменьшение массы происходит медленно и соответствующие этому изменению величины ускорения $dV/dt = (dV_{opt}/dm)(dm/dt)$ довольно малы. В процессе выполнении воздушной работы происходит дополнительное уменьшение массы самолета из-за эмиссии химикатов (добавка m'_c во 2-м уравнении (2.2)), так что величины ускорения dV/dt могут оказаться более существенными.

Для удобства решения вариационной задачи функционал расхода топлива при заданной дальности полета можно заменить на функционал дальности при заданном расходе топлива,

$$J = \int_0^{L_1} dL = \int_{m_0}^{m_1} \frac{dL}{dm} dm \rightarrow \max_V. \quad (2.3)$$

Линеаризация

Основная часть тяги двигателя идет на компенсацию аэродинамического сопротивления, поэтому принимается

$$P = X_a + \Delta P,$$

где ΔP – малое отклонение, $\Delta P \ll X_a$. С учетом этого делается линеаризация:

$$c_e = c_e(V, P) = c_e(V, X_a + \Delta P) \approx c_e(V, X_a) + \partial c_e / \partial P |_{P=X_a} \Delta P = c_{e0} + c_{eP} \Delta P,$$

$$c_e P \approx (c_{e0} + c_{eP} \Delta P)(X_a + \Delta P) \approx c_{e0} X_a + (c_{e0} + c_{eP} X_a) \Delta P.$$

Введенные параметры $c_{e0} = c_e(V, X_a)$, $c_{eP} = \partial c_e(V, P) / \partial P |_{P=X_a}$, – функции V и m .

Используя эти разложения в уравнениях (2.2), можно получить соотношение

$$\frac{dL}{dm} = \frac{-V}{c_{e0} X_a + m'_c V} \left[1 + (c_{e0} + c_{eP} X_a) m \frac{dV}{dm} \right],$$

с помощью которого функционал J записывается в виде

$$J \equiv L = \int_{m_1}^{m_0} \frac{V}{c_{e0} X_a + m'_c V} \left[1 + (c_{e0} + c_{eP} X_a) m \frac{dV}{dm} \right] dm. \quad (2.3')$$

С использованием обозначений

$$f_1(V, m) = (m'_{p0} + m'_c)^{-1}, \quad f_2(V, m) = f_1(V, m) f_3(V, m), \quad f_3(V, m) = (c_{e0} + c_{eP} X_a) m,$$

где $m'_{p0} = c_{e0} X_a / V$ – путевой расход топлива [кг/м] для приближения $P = X_a$, функционал J записывается в виде

$$J = \int_{m_1}^{m_0} [f_1(V, m) + (dV/dm) f_2(V, m)] dm. \quad (2.3'')$$

Расчетные примеры показывают, что для реальных значений массы m зависимость функции $f_1(V, m)$ от скорости полета V выпукла вверх, с одной точкой максимума. Поведение функций $f_2(V, m)$ и $f_3(V, m)$ – более сложное. Функция $1/f_1(V, m) = m'_{p0}(V, m) + m'_c$ представляет собой путевой расход массы самолета, поэтому минимизация этой функции по V приводит к получению оптимальной зависимости $\bar{V}_0(m)$ квазистационарного (квазиоптимального) приближения. Нетрудно заметить, что из-за постоянства параметра m'_c это приближение совсем не зависит от m'_c . Можно считать, что слагаемое $f_1(V, m)$ в функционале (2.3') является основным, так как максимизация только этого слагаемого уже дает хорошее приближение для искомого решения. Но оно одно не обеспечивает учет динамики изменения массы и не дает решения, зависящего от m'_c . Это обеспечивает только второй член подынтегрального выражения,

$(dV/dm)f_2(V, m)$. Практические вычисления, связанные с определением зависимости $\bar{V}_0(m)$, несложные: масса m рассматривается как фиксированный параметр и требуется поиск экстремума функции только по одной переменной V в заданном интервале (диапазон возможного изменения V известен).

Решение вариационной задачи

Формула (2.3) представляет собой стандартную запись функционала вырожденной вариационной задачи. Необходимым условием экстремума такого функционала будет соотношение [2]:

$$\frac{\partial}{\partial V} f_1(V, m) - \frac{\partial}{\partial m} f_2(V, m) = 0, \quad (2.4)$$

которое следует из общего уравнения Эйлера, определяющего экстремаль. Выражение (2.4) представляет собой уравнение вида $F(V, m) = 0$ для определения зависимости $V = \bar{V}(m)$, которая задает оптимальное соотношение между скоростью полета и массой самолета.

Характерная особенность вырожденной задачи – экстремаль $\bar{V}(m)$ не проходит через заданные граничные условия по скорости ($V_0 = V(m_0)$, $V_1 = V(m_1)$) и она реализуется на режиме промежуточной тяги. Но экстремаль может быть дополнена участками полета с максимальной и минимальной тягой, что позволяет согласовать заданные граничные условия и учесть ограничения на уровень тяги [2]. Возможно также включение в экстремаль участков, являющихся дугами границы допустимой области фазовой плоскости (V, m) . Для решаемой задачи это означает, что начало и завершение полета выполняется с максимальной и минимальной тягой, а участки выхода кривой $\bar{V}(m)$ за пределы разрешенной области в плоскости (V, m) заменяются границами этой области.

Если функции $f_1(V, m)$ и $f_2(V, m)$ представлены в виде явных формульных зависимостей от аргументов V и m , то определить экстремаль $\bar{V}(m)$ из (2.4) несложно. В данном случае частные производные этих функций в соотношении (2.4) можно определить тоже в явном виде, а получающееся явное уравнение $F(V, m) = 0$ без проблем решается численно (относительно аргумента V для набора значений аргумента m). Но в общем случае получить явные аналитические формулы для функций $f_1(V, m)$ и $f_2(V, m)$ затруднительно, так как эти функции зависят от заданных таблично характеристик самолета и двигателя. В связи с этим предлагается приближенный метод определения зависимости $\bar{V}(m)$, не требующий предварительного формирования уравнения для экстремали.

Приближенное определение экстремали

Квазиоптимальное решение $\bar{V}_0(m)$, основанное на замене P на X_a в формуле для минимизируемого путевого расхода топлива dm/dL , удовлетворяет условиям

$$\partial f_1(V, m)/\partial V = 0, \quad \partial^2 f_1(V, m)/\partial V^2 < 0,$$

т.е. удовлетворяет уравнению (2.4) при отсутствии второго слагаемого $\partial f_2(V, m)/\partial m$. Учет этого слагаемого вносит небольшую поправку к исходному приближению $\bar{V}_0(m)$, поэтому при поиске решения уравнения (2.4) имеет смысл принять

$$V = \bar{V}_0(m) + \Delta V(m), \quad (2.5)$$

где ΔV – малая величина. Такой подход позволяет использовать разложения функции $f_1(V, m)$ и $f_2(V, m)$ в ряды по степеням ΔV и тем самым упростить получение решения. Однако надо учесть, что для практики обычно требуются расчеты с вариацией значений параметра m'_c . Этот параметр входит в уравнение (2.4) нелинейно и в получаемой формуле расчета ΔV он будет присутствовать неявным образом, что увеличивает общий объем вычислений. Для получения расчетных формул с явным присутствием параметра m'_c предлагается заменить функцию $f_1(V, m)$ в (2.4) на обратную ей функцию

$$\varphi_1(V, m) = [f_1(V, m)]^{-1} = c_{e0} X_a / V + m'_c = m'_{p0}(V, m) + m'_c.$$

Это приводит к уравнению линейным присутствием параметра m'_c :

$$\frac{\partial m'_{p0}(V, m)}{\partial V} - f_3(V, m) \frac{\partial m'_{p0}(V, m)}{\partial m} + [m'_{p0}(V, m) + m'_c] \frac{\partial f_3(V, m)}{\partial m} = 0. \quad (2.6)$$

Основная часть решения уравнения, т.е. приближение $\bar{V}_0(m)$, определяется первым слагаемым, поскольку это решение удовлетворяет условию $\partial m'_{p0}(V, m)/\partial V = 0$.

Заменяя в (2.6) зависимости от V на зависимости от ΔV в соответствии с (2.5), получаем уравнение относительно ΔV . Но ΔV – малая поправка, поэтому достаточная точность решения обеспечивается линеаризацией исходных зависимостей по ΔV . Полученное таким способом решение для ΔV имеет вид

$$\Delta V = \frac{f_3 \frac{\partial m'_{p0}}{\partial m} - (m'_{p0} + m'_c) \frac{\partial f_3}{\partial m}}{\frac{\partial^2 m'_{p0}}{\partial V^2} - \frac{\partial m'_{p0}}{\partial m} \frac{\partial f_3}{\partial V} - f_3 \frac{\partial^2 m'_{p0}}{\partial m \partial V} + (m'_{p0} + m'_c) \frac{\partial^2 f_3}{\partial m \partial V}}. \quad (2.7)$$

В полученной формуле m'_c присутствует явно, так что любые изменение этого параметра легко учесть без пересчета других коэффициентов, что существенно сокращает объем требуемых вычислений. Так как числитель и знаменатель (2.7) зависят от m , то (2.7) определяет зависимость $\Delta V(m)$. Для расчета ΔV нужно вычислять значения функций и частные производные первого и второго порядка

$$f_3(V, m), \frac{\partial f_3(V, m)}{\partial m}, \frac{\partial f_3(V, m)}{\partial V}, \frac{\partial^2 f_3(V, m)}{\partial m \partial V},$$

$$m'_{p0}(V, m), \frac{\partial m'_{p0}(V, m)}{\partial m}, \frac{\partial^2 m'_{p0}(V, m)}{\partial m \partial V}, \frac{\partial^2 m'_{p0}(V, m)}{\partial V^2},$$

вдоль квазиоптимального решения $V = \bar{V}_0(m)$. Изначально это зависимости от аргументов V и m , а поскольку используется подстановка $V = \bar{V}_0(m)$, то получаются зависимости только от аргумента m . Для вычисления производных применяются известные численные процедуры. Если использовать формульных аппроксимации для исходных зависимостей по характеристикам самолета, то возможно также привлечение символьных вычислений.

После определения экстремали $V = \bar{V}(m)$ несложно определить и другие зависимости, представляющие интерес для практической реализации оптимального режима полета. Например, зависимость $\bar{P}(m)$, показывающую значения тяги, необходимой для реализации оптимального режима $\bar{V}(m)$, можно определить по уравнению для скорости полета, в котором скорость полета V принимается равной оптимальному значению \bar{V} , т.е. $V = \bar{V}(m)$. Переход к аргументу массы позволяет получить соотношение

$$P = X_a - m \frac{dV}{dm} [c_e(V, P)P + m'_c V], \quad (2.8)$$

которое следует рассматривать как уравнение для тяги $P(m)$. Уравнение нелинейное, и для получения численного решения используется какой либо итерационный метод. В данном случае вполне применим метод последовательных приближений с началом итераций со значения $P = X_a$. Аналогично, с помощью уравнений движения, определяются другие интересующие зависимости. В частности, численным интегрированием уравнения

$$\frac{dL}{dm} = \frac{-1}{c_e P/V + m'_c}$$

легко определяется зависимость пройденного пути от массы самолета, $L = \bar{L}(m)$. При этом для учета изменения массы самолета из-за эмиссии распыляемого вещества может использоваться формула $\Delta m_c = m'_c L = m'_c \bar{L}(m)$.

Следует отметить, что приведенное решение вариационной задачи получено для упрощенной модели движения (2.1), которая не учитывает наличия нормальной составляющей тяги двигателя. Влияние этой составляющей на оптимальный режим небольшое, но по желанию оно может быть приближенно учтено в рамках принятой простой модели с помощью специального приема, излагаемого в приложении 2 диссертации.

Пример численных расчетов

В данном разделе для иллюстрирующих расчетов использованы данные, соответствующие самолету [1]. На рис. 2. приведены полученные графики экстремальных зависимостей $V = \bar{V}(m)$ для нескольких значений путевого расхода распыляемого вещества ($m'_c = 0.05; 0.10; 0.15$ кг/м).

В целях сравнения также приводятся графики зависимостей для квазиоптимальной скорости $V = \bar{V}_0(m)$ и т.н. наивыгоднейшей скорости

$V = V_{H.B.}(m)$, которая соответствует полету с минимальным значением аэродинамического сопротивления X_a . Зависимость $V_{H.B.}(m)$ можно приближенно

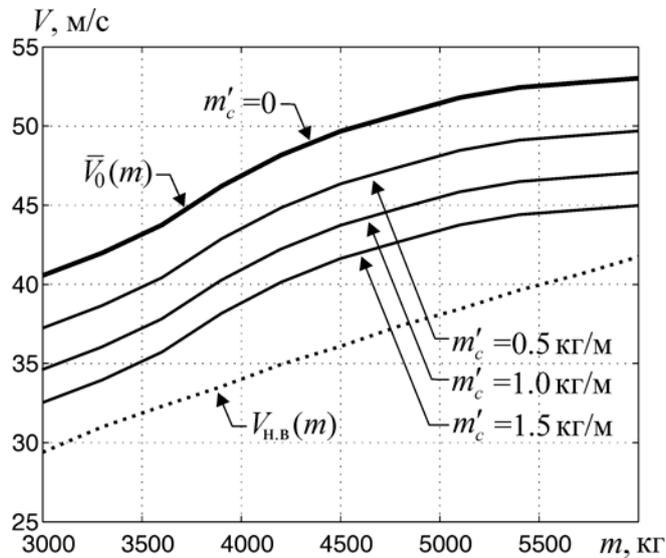


Рис. 2. Экстремальные зависимости $V(m)$

рассматривать как границу, отделяющей первые режимы полета ($V > V_{H.B.}$) от вторых ($V < V_{H.B.}$), пилотирование на которых небезопасно из-за неустойчивости самолета по скорости (если речь идет о ручном пилотировании без автомата тяги). Поведение графиков показывает, что для одной и той же массы самолета m оптимальные скорости \bar{V} меньше квазиоптимального значения \bar{V}_0 и больше значения $V_{H.B.}$, т.е. экстремаль обеспечивает полет на первых режимах. Если изменение рабочей массы не выполняется ($m'_c = 0$), то учет динамической поправки ΔV дает весьма небольшое улучшение (графики $\bar{V}(m)$ и $\bar{V}_0(m)$ почти сливаются). Но в случаях с эмиссией рабочей массы отличие уже более заметное. Отклонение графиков тем больше, чем больше параметр расхода m'_c , и при этом графики экстремали $\bar{V}(m)$ все более приближаются к графику $V_{H.B.}(m)$, оставаясь выше него. Поскольку оптимальные скорости полета невелики, то в рассматриваемой задаче проблема с недостатком тяги не возникает.

На рис. 3 приведены графики расхода топлива m_p , а также графики абсолютной и относительной величин сэкономленного топлива Δm_p и εm_p в зависимости от пролетаемой дистанции L .

Расчеты выполнены для значения начальной массы $m(0) = 6000$ кг. Экономия топлива здесь определяется как величина снижения расхода топлива оптимального режима полета в сравнении с расходом топлива, которое требуется для квазиоптимального режима полета:

$$\Delta m_p = m_{p0} - m_p, \quad \varepsilon m_p = \Delta m_p / m_{p0} \times 100\%,$$

где m_{p0} - расход топлива для квазиоптимального режима $\bar{V}_0(m)$. Графики в левой

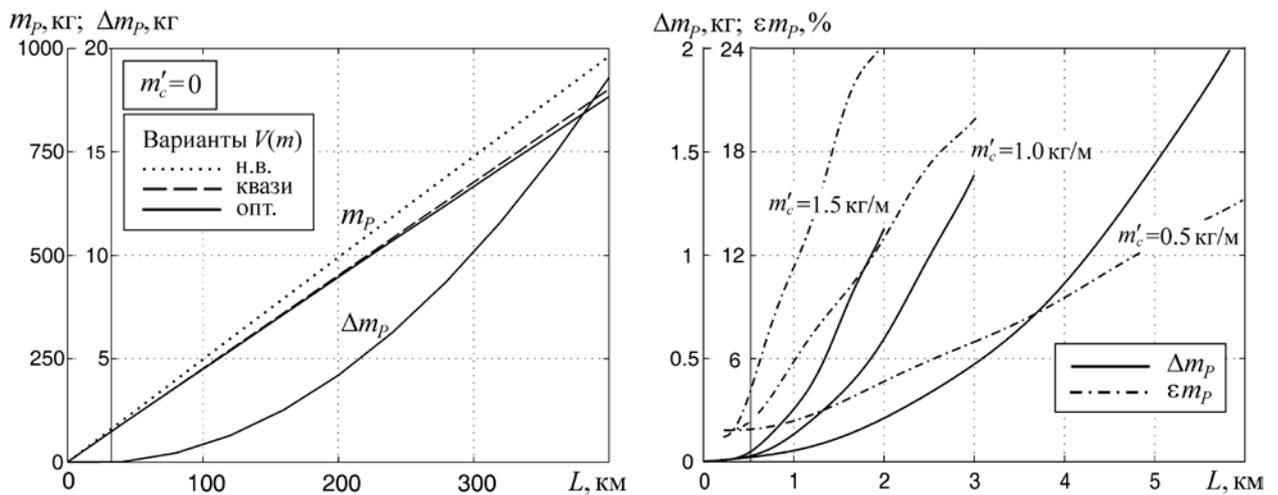


Рис. 3. Расход топлива по дистанции и сравнительная экономичность оптимального режима.

часть рис. 3 иллюстрируют эффективность оптимального режима при отсутствии эмиссии массы, а в правой части – с эмиссией. Эти результаты свидетельствуют, что при интенсивном расходе массы использование оптимального режима позволяет заметно повысить экономию топлива в сравнении с квазиоптимальным режимом. Однако надо иметь в виду, что при очень интенсивной эмиссии массы ее запас быстро исчерпывается, в связи с чем длительность полета с эмиссией оказывается непродолжительной. С другой стороны, если речь идет об очень длительном полете, то даже без эмиссии массы оптимальный режим позволит получить некоторую экономию топлива, которая может быть использована для увеличения дальности полета.

Третья глава, состоящая из трех разделов (А, Б и В), посвящена задаче формирования траектории и оптимизации маневров самолета. Численные расчеты выполнены с рассмотрением двух критериев оптимальности – быстрдействие и экономичность. Полученные результаты позволяют выявить структуру таких оптимальных маневров и оценить возможные выигрыши.

В разделе 3-А представлены решения задачи формирования траектории. Здесь для описания движения центра масс самолета в пространстве используется следующая система уравнений [3]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{V} = g(n_{xa} - \sin \Theta) \\ \dot{\Theta} = g(n_{ya} \cos \gamma - \cos \Theta)/V \\ \dot{\Psi} = -gn_{ya} \sin \gamma / (V \cos \Theta) \\ \dot{x} = V \cos \Theta \cos \Psi \\ \dot{y} = V \sin \Theta \\ \dot{z} = -V \cos \Theta \sin \Psi \end{array} \right. ,$$

$$n_{xa} = (P \cos \alpha - X_a)/(mg) \quad , \quad n_{ya} = (P \sin \alpha + Y_a)/(mg) ,$$

где x, y, z – координаты центра масс самолёта в нормальной земной системе координат, V – скорость полёта, Θ – угол наклона траектории, Ψ – угол курса, α – угол атаки, γ – угол крена, P – тяга двигателя, X_a – аэродинамическое сопротивление, Y_a – аэродинамическая подъемная сила, m – масса самолета, g – ускорение свободного падения, n_{xa} и n_{ya} – тангенциальная и нормальная составляющие перегрузки.

Предполагается, что заданы начальное состояние $\mathbf{x}_0 = [V_0 \ \Theta_0 \ \Psi_0 \ x_0 \ y_0 \ z_0]^T$ и конечное состояние $\mathbf{x}_f = [V_f \ \Theta_f \ \Psi_f \ x_f \ y_f \ z_f]^T$ самолёта, а также начальное и конечное время маневра (t_0, t_f) . Могут быть также заданы начальный и конечный векторы управления $\mathbf{u}_0 = [n_{xa0} \ n_{ya0} \ \gamma_0]^T$, $\mathbf{u}_f = [n_{xaf} \ n_{yaf} \ \gamma_f]^T$. Требуется построить траекторию полёта и управление, удовлетворяющие указанным краевым условиям.

Для решения задачи использовались два способа. В первом из них (§3.1) применяется параметризация траектории с помощью базисных функций:

$$p_x(\tau) = \sum_{i=1}^6 k_i \varphi_{xi}(\tau), \quad p_y(\tau) = \sum_{i=1}^6 h_i \varphi_{yi}(\tau), \quad p_z(\tau) = \sum_{i=1}^6 w_i \varphi_{zi}(\tau), \quad \tau = (t - t_0)/(t_f - t_0),$$

где $\varphi_{xi}(\tau), \varphi_{yi}(\tau), \varphi_{zi}(\tau)$, $i = 1, \dots, 6$ – наборы линейно независимых базисных функций; k_i, h_i, w_i – неизвестные коэффициенты; τ – относительное время.

По этому способу получаются зависимости

$$x(t(\tau)) = P_x(\tau), \quad y(t(\tau)) = P_y(\tau), \quad z(t(\tau)) = P_z(\tau),$$

удовлетворяющие краевым условиям и уравнениям движения без учета ограничений на переменные состояния и управления.

Во втором способе (§3.2) использован прямой вариационный метод, предложенный Тараненко [3], который позволяет учесть ограничения на переменные состояния и управления. В расчетных примерах конкретно рассматривались следующие ограничения:

$$35 \text{ м/с} \leq V \leq 80 \text{ м/с}, \quad |\Theta| \leq 60^\circ, \quad -90^\circ \leq \Psi \leq 270^\circ, \\ -0.1 \leq n_{xa} \leq 0.6, \quad -0.1 \leq n_{ya} \leq 2, \quad |\gamma| \leq 60^\circ.$$

На рис. 4 и 5 приведены результаты расчетов траектории ЛА двумя способами для разворота по курсу на 180° с увеличением высоты полета (“Пример 1”). Штриховые линии соответствуют первому способу, сплошные линии – второму. В данном примере разворот происходит с достаточно большим радиусом. Кривизна траектории невелика, поэтому изменения переменных управления и состояния достаточно медленны и плавны. Графики показывают, что результаты двух вариантов расчета имеют определенные отличия, но они не слишком большие.

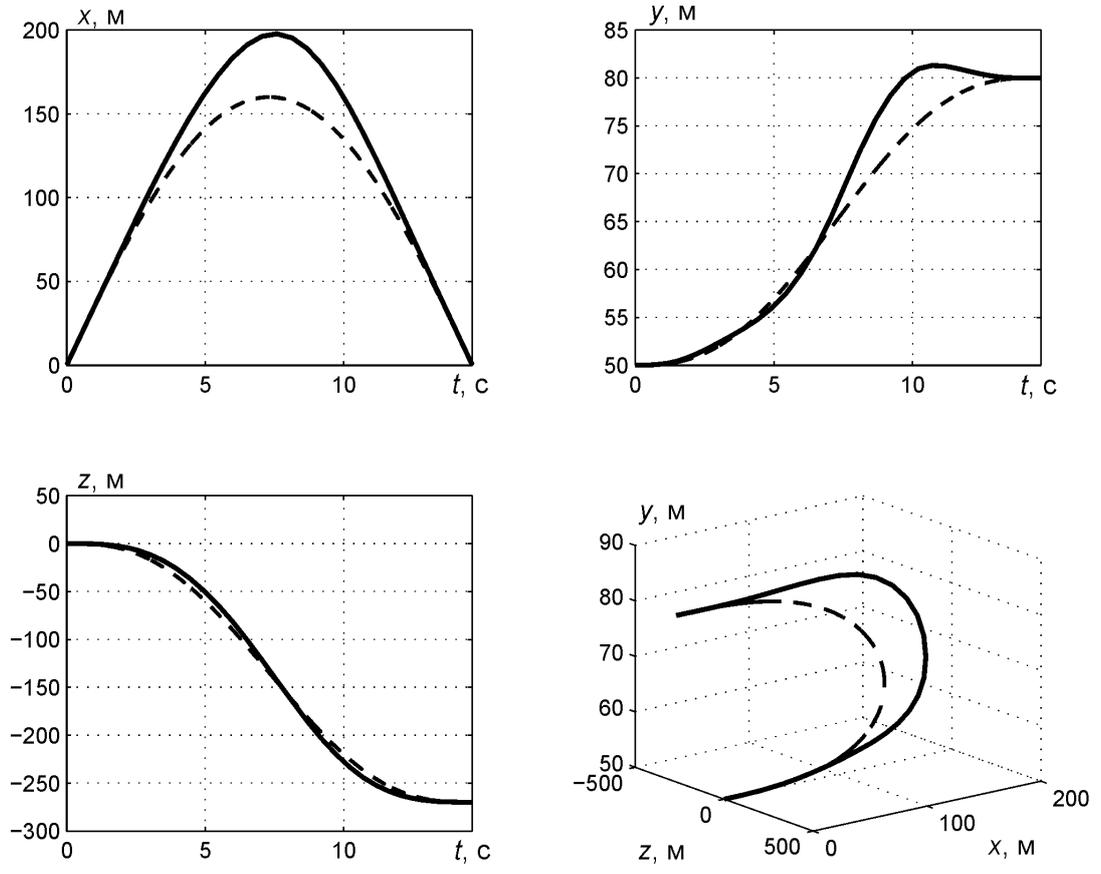


Рис. 4. Траектории движения самолёта (Пример 1).

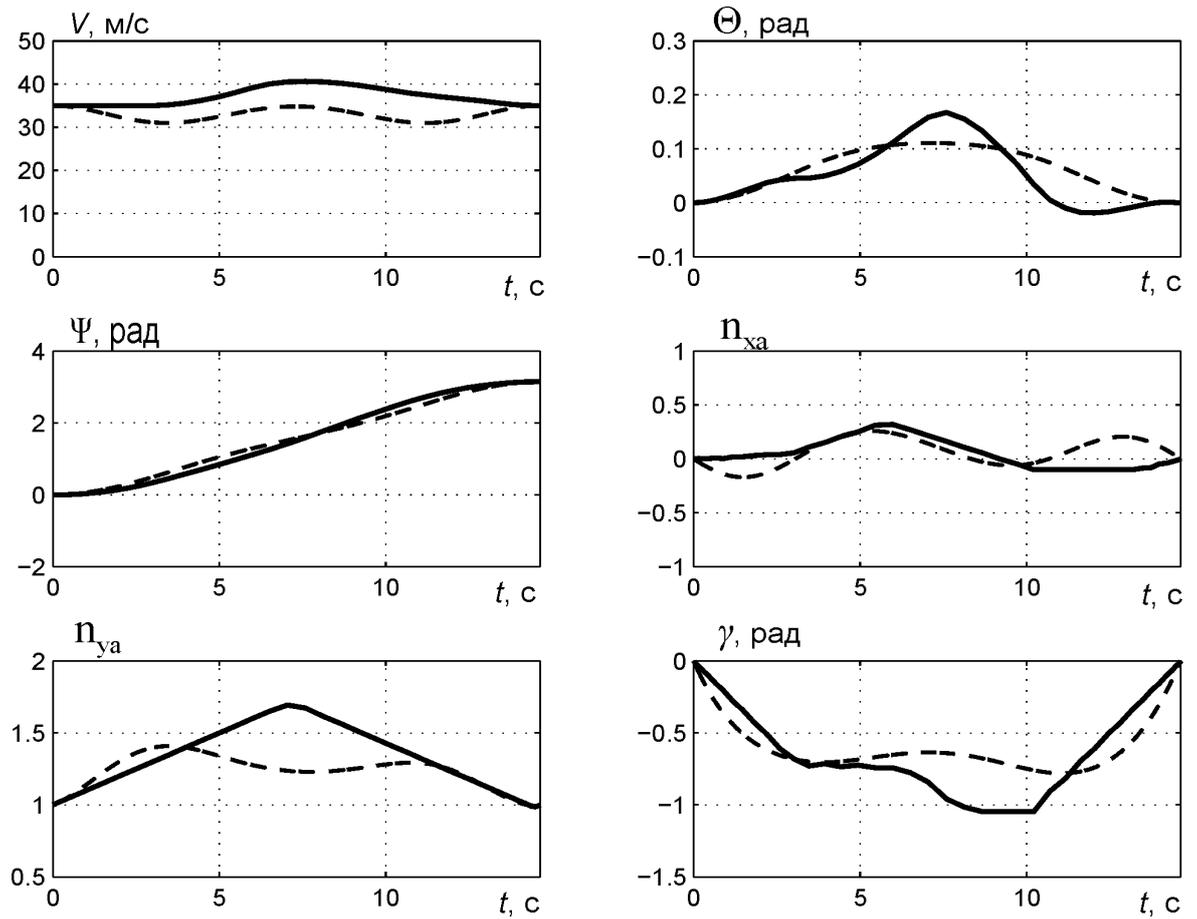


Рис. 5. Поведение переменных состояния и управления (Пример 1).

На рис. 6 приведены результаты применения двух подходов для расчета аналогичного разворота по курсу, но с сохранением конечной высоты на уровне исходного значения (“Пример 2”). Отличие результатов уже более значимо.

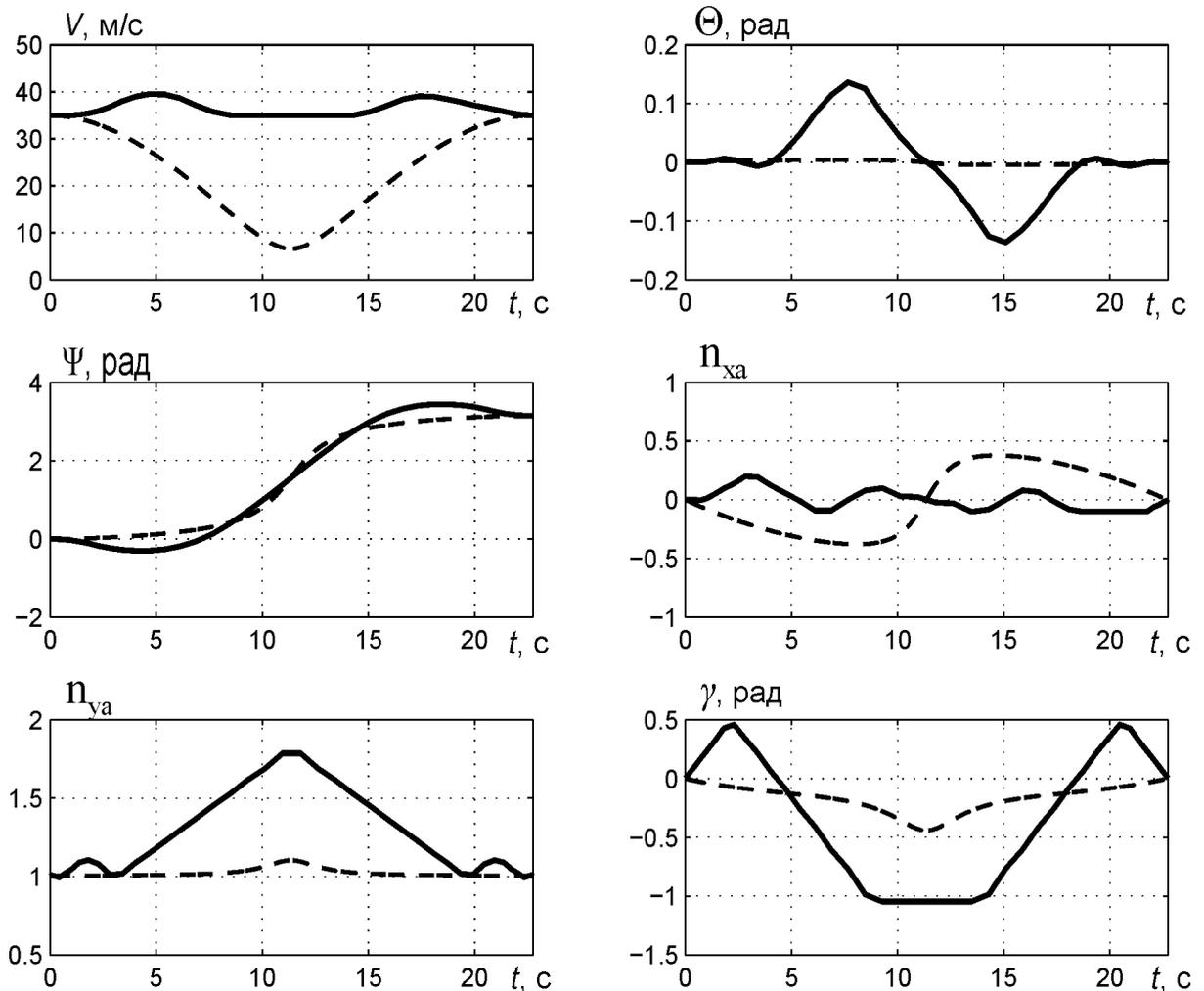


Рис. 6. Поведение переменных состояния и управления (Пример 2).

В данном случае разворот происходит с малым радиусом. Кривизна траектории велика, поэтому изменения переменных состояния и управления происходят быстрее и резче, чем в рассмотренном выше примере. Достоинство первого (простого) способа решения - малый объем требуемых расчетов. Однако отсутствие учета ограничений на переменные состояния и управления привело к тому, что быстрый разворот по курсу на 180° здесь происходит при перегрузке $n_{ya} \sim 1$ исключительно из-за снижения скорости полета до очень малой величины (~ 7 м/с), что для обычного самолета совершенно не подходит. Т.е. траектория, получаемая первым способом расчета, оказывается нереализуема. Второй способ расчета маневра обеспечил получение более надежных результатов. Но надо иметь в виду, что алгоритм расчетов этим способом сложен, а объем вычислений довольно велик.

Приведенные примеры показывают, что первый способ расчета маневров, который не учитывает ограничения на переменные состояния и управления, может легко приводить к получению неприемлемых результатов. И несмотря на

свою привлекательность (из-за простоты), этот способ навряд ли подходит для расчетов в реальном времени на борту самолета (речь идет о летательных аппаратах обычной самолетной схемы). Для более надежного решения задачи, нужно использовать более сложные методы учитывающие ограничения на переменные состояния и управления. Чтобы обеспечить надежность и безопасность расчетных результатов, получаемые решения должны тщательно анализироваться и проверяться.

В разделе 3-Б рассмотрено использование псевдоспектрального метода Гаусса (ПМГ) для решения задач оптимизации маневров самолета. Теоретические подробности относительно применения метода ПМГ рассмотрены в §3.5. В методе ПМГ для аппроксимации переменных состояния $x(t)$ и управления $u(t)$ используют полиномы Лагранжа:

$$x(\tau) \approx \sum_{i=0}^N L_i(\tau)x(\tau_i), \quad L_i(\tau) = \prod_{j=0, j \neq i}^N (\tau - \tau_j) / (\tau_i - \tau_j)$$

$$u(\tau) \approx \sum_{i=1}^N L_i(\tau)u(\tau_i), \quad L_i(\tau) = \prod_{j=1, j \neq i}^N (\tau - \tau_j) / (\tau_i - \tau_j)$$

Здесь $\tau \in [-1, 1]$ – масштабированное время, $t = 0.5(t_f - t_0)\tau + 0.5(t_f + t_0)$.

Для вычисления интегральной части оптимизируемого функционала используется квадратурная формула Гаусса

$$\int_{-1}^1 f(\tau) d\tau \approx \sum_{k=1}^N w_k f(\tau_k),$$

где $\{\tau_k\}_{k=0,1,\dots,N}$ – узловые точки, являющиеся корнями полинома Лежандра степени N ,

$$P_N(\tau) = \frac{1}{2^N N!} \frac{d^N}{d\tau^N} (\tau^2 - 1)^N.$$

$w_k = \int_{-1}^1 L_k(\tau) d\tau = 2 [P'_N(\tau_k)^2 (1 - \tau_k^2)]^{-1}$ – весовые коэффициенты, $P'_N(\tau_k)$ – первая производная полинома Лежандра.

В результате дискретизации и параметризации исходная задача оптимального управления сводится к задаче условной параметрической оптимизации, решаемой методами нелинейного программирования. В §3.6, §3.7, §3.8 диссертации приводятся результаты оптимизации, которая выполнялась методом ПМГ по критериям минимума времени и минимума расхода топлива. Ниже представлены результаты в случаях разворота.

Оптимизация разворота в горизонтальной плоскости

Численное решение задачи было получено для следующих граничных условий:

- начало разворота

$$y_0 = 50 \text{ м}, x_0 = 0 \text{ м}, z_0 = 0 \text{ м}, \Theta_0 = 0, \Psi_0 = 0, \dot{\Psi}_0 = 0, V_0 = 30 \text{ м/с},$$

- конец разворота

$$y_f = 50 \text{ м}, x_f = 0 \text{ м}, z_f = -20 \text{ м}, \Theta_f = 0, \Psi_f = 180^\circ, \dot{\Psi}_f = 0, V_f = 30 \text{ м/с},$$

Учитывались ограничения на переменные состояния

$$y \geq 50 \text{ м}, |\Theta| \leq 60^\circ, -90^\circ \leq \Psi \leq 270^\circ, 30 \text{ м/с} \leq V \leq 120 \text{ м/с},$$

и ограничения на управления

$$200 \text{ н} \leq P \leq 4500 \text{ н}, -2^\circ \leq \alpha \leq 19.5^\circ, |\gamma| \leq 60^\circ,$$

$$|dP/dt| \leq 1500 \text{ н/с}, |d\alpha/dt| \leq 32.5^\circ/\text{с}, |d\gamma/dt| \leq 74.5^\circ/\text{с}.$$

Величина $z_f = -20$ м бралась исходя из необходимости обеспечения некоторого бокового смещения в конце маневра с целью перехода на соседнюю полосу эмиссии массы, как обычно требуется при выполнении воздушной работы типа АХР. Ограничения на скорости изменения управляющих переменных позволяют учесть реальную динамику возможного изменения этих переменных.

Графики изменения управлений и скорости полета приведены на рис. 7. Поведение зависимостей вполне объяснимо. При минимизации времени выполнения маневра (пунктирные линии) движение происходит на повышенных скоростях полета, что обеспечивается за счет увеличения тяги двигателя. В конце маневра скорость должна вернуться к исходному значению, поэтому на правом конце траектории тяга двигателя уменьшается до минимума.

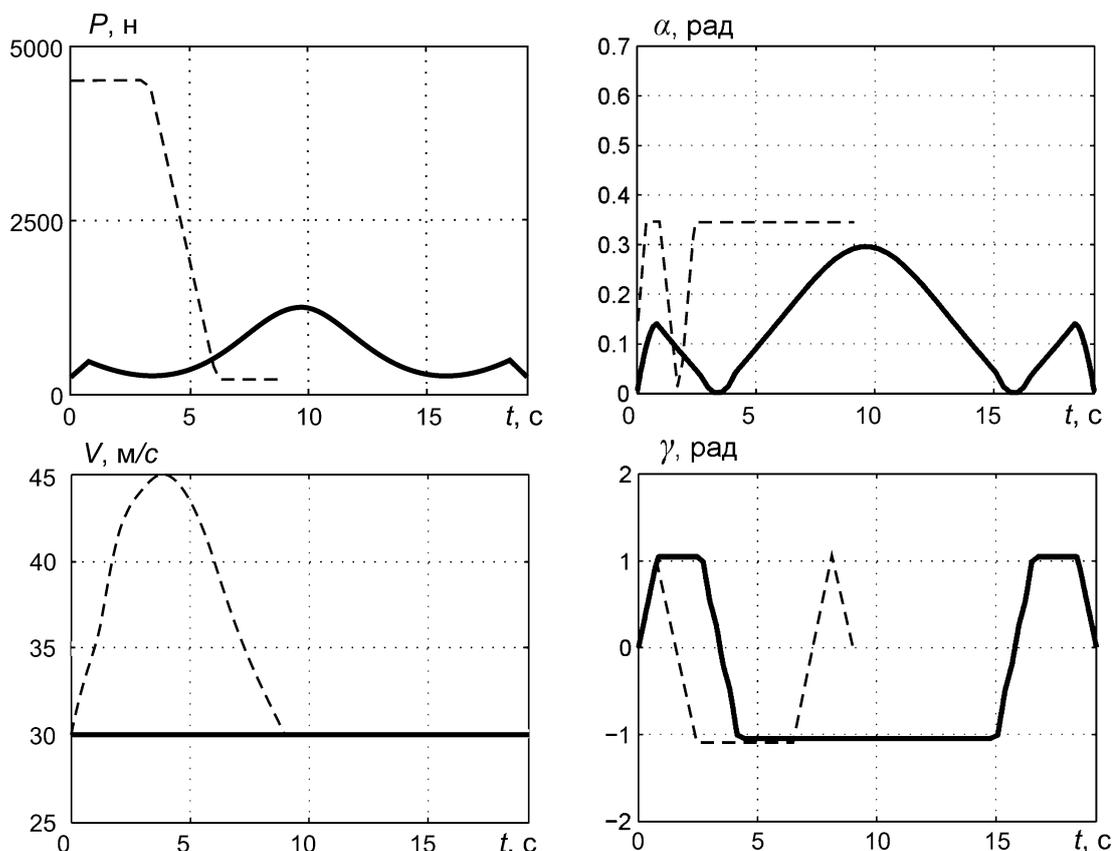


Рис. 7. Поведение переменных управления и скорости полета (пунктир – задача быстрогодействия, сплошные линии – экономичность по топливу).

В случае минимизации затрат топлива (сплошные линии) скорость полета принимает минимально допустимое значение (в данном случае 30 м/с). Тяга двигателя обеспечивает выполнение этого условия, а наблюдаемые изменения тяги вызваны изменениями угла атаки, согласованными с изменениями угла крена. В данном случае делается три перекладки по крену, необходимые для обеспечения малого бокового смещения в конце маневра. На рис. 8 показаны траектории маневра в горизонтальной плоскости для ряда значений требуемого бокового смещения z_f (слева - оптимизация по критерию быстродействия, справа – по критерию минимума расхода топлива).

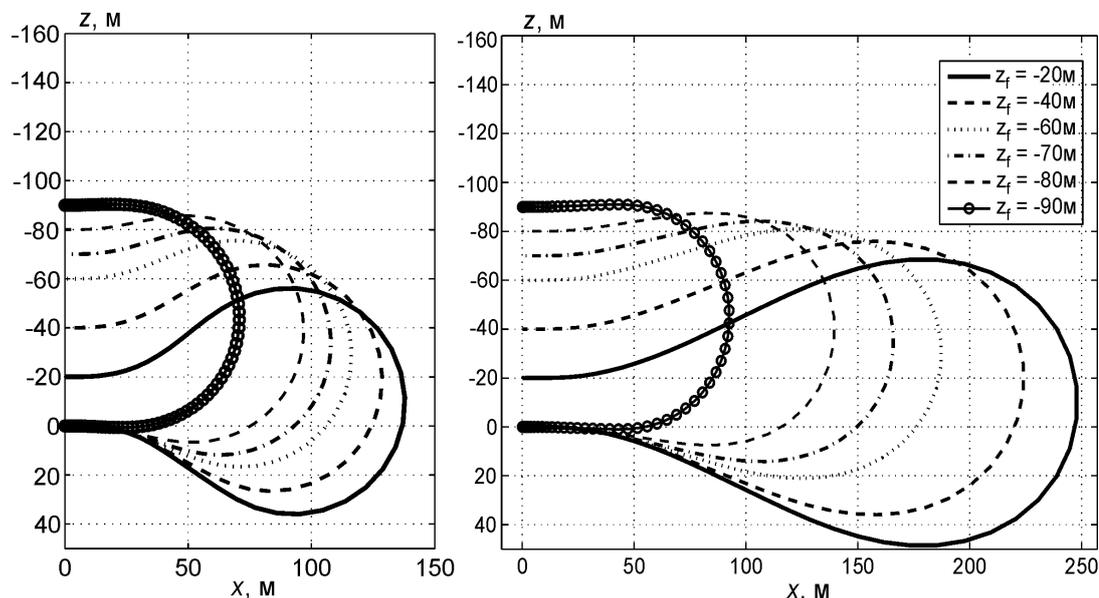


Рис. 8. Траектории движения самолета в горизонтальной плоскости (слева – задача быстродействия, справа – экономичность по топливу)

Сравнения результатов оптимизации по критерию минимума времени J_T и по критерию минимума расхода топлива J_F приведены на рис. 9 в виде графиков расхода топлива на маневр (слева) и графиков затраты времени на маневр (справа) в зависимости от требуемого конечного бокового смещения z_f .

Естественно, что оптимизация по критерию минимума расхода топлива (пунктирная линия) приводит к снижению расхода топлива в сравнении с оптимизацией по быстродействию (сплошная линия). И наоборот, оптимизация по быстродействию приводит к уменьшению времени выполнения маневра. Наибольшее отличие по расходу топлива и длительности маневра имеет место при малых z_f (при $z_f = -20$ м коэффициент отличия близок к двум). Значения абсолютной разницы $|J_F - J_T|$ с увеличением z_f уменьшаются, но при этом уменьшаются также и сами величины J_F и J_T . Тем не менее, эти изменения таковы, что с ростом z_f оптимизация по быстродействию и по расходу топлива приводит все более к близким результатам. В рассматриваемом примере при значении $z_f = -90$ м двукратная перекладка крена практически отсутствует и форма траектории становится похожей на полуокружность. Очевидно, оптимальная величина z_f близка к удвоенному радиусу виража самолета и для такой величины z_f траектория маневра состоит из одной дуги без сегментов

отворота. Использование подобных маневров обеспечивает минимизацию как времени выполнения, так и затрат топлива. Если допускает специфика воздушной работы, такие маневры выгодно применять.

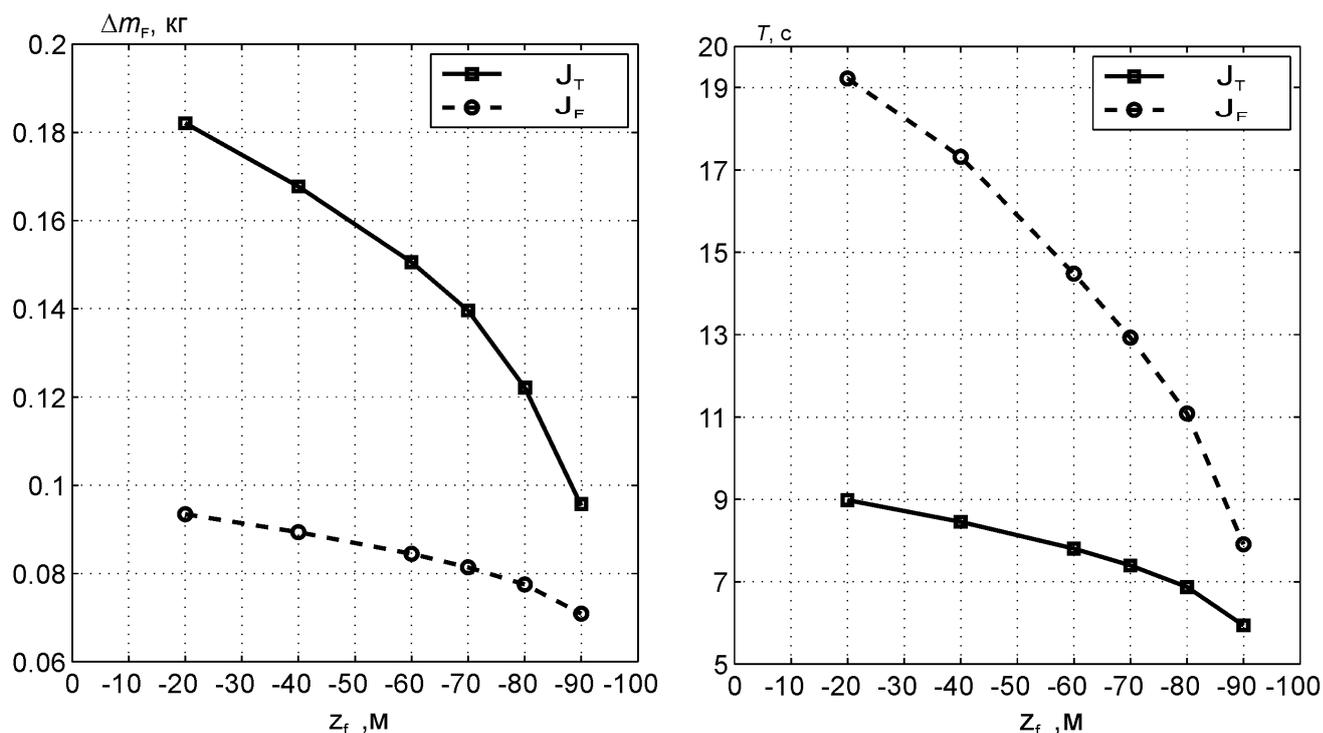


Рис. 9. Длительность разворота и затраты топлива в зависимости от бокового смещения z_f в конце разворота при оптимизации по критериям быстродействия (J_T , сплошные линии) и экономии топлива (J_F , пунктир).

Оптимизация разворота в пространстве

Пространственный разворот при выполнении воздушной работы обычно необходим по соображениям безопасности полета (малые высоты, облет препятствий), и в ряде случаев он может быть более выгоден, чем разворот в горизонтальной плоскости. Приводимые результаты касаются разворота по курсу на 180° с возвратом на исходную высоту с заданным боковым смещением. Для расчетов использовались характеристики легкого самолета с массой $m = 550$ кг и принимались следующие граничные условия и ограничения:

- начало разворота

$$y_0 = 50 \text{ м}, x_0 = 0 \text{ м}, z_0 = 0 \text{ м}, \Theta_0 = 0^\circ, \Psi_0 = 0^\circ, \dot{\Psi}_0 = 0, V_0 = 30 \text{ м/с}.$$

- окончание разворота

$$y_f = 50 \text{ м}, x_f = 0 \text{ м}, z_f = -20 \text{ м}, \Theta_f = 0^\circ, \Psi_f = 180^\circ, \dot{\Psi}_f = 0, V_f = 30 \text{ м/с}.$$

- ограничения на переменные состояния и управления

$$y \geq 50 \text{ м}, |\Theta| \leq 60^\circ, -90^\circ \leq \Psi \leq 270^\circ, 30 \text{ м/с} \leq V \leq 120 \text{ м/с},$$

$$200 \text{ н} \leq P \leq 4500 \text{ н}, -2^\circ \leq \alpha \leq 19.5^\circ, |\gamma| \leq 60^\circ,$$

$$|dP/dt| \leq 1500 \text{ н/с}, |d\alpha/dt| \leq 32.5^\circ/\text{с}, |d\gamma/dt| \leq 74.5^\circ/\text{с}.$$

Результаты расчетов в виде графиков для траектории движения самолета, фазовых переменных и управлений в случаях оптимизации по критериям быстродействия и затратам топлива, приведены на рис. 10, 11.

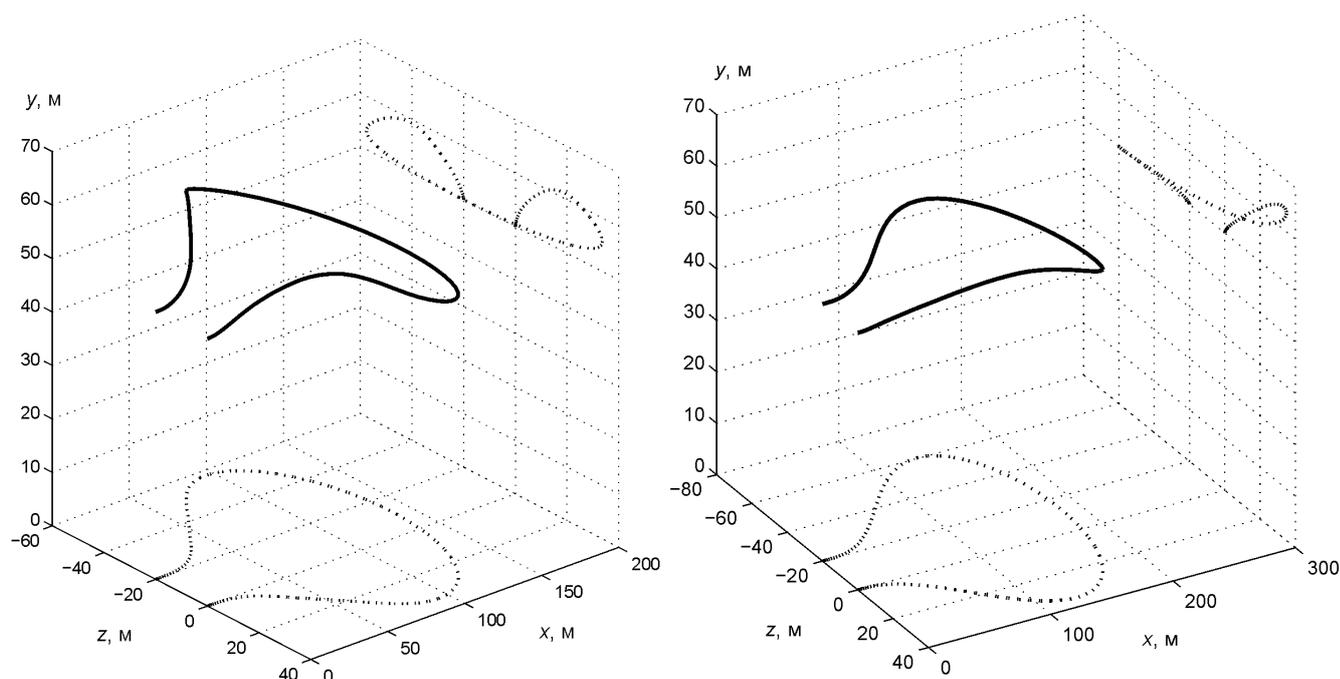


Рис. 10. Траектория движения самолета (слева – задача быстродействия, справа – минимум расхода топлива)

Полученные решения позволяют выявить особенности и структуру маневров в зависимости от рассматриваемого критерия оптимальности.

В частности, как видно по графикам, в обоих случаях структура маневров похожая, но на количественном уровне маневры отличаются. Например, в изменениях высоты полета присутствует двукратный подъем, но в задаче минимизации затрат топлива второй подъем незначителен, а в задаче быстродействия этот подъем почти такой же значительный, как и первый. Наличие таких подъемов высоты благоприятно в случаях, когда требуется облет препятствий (строений, лесозащитных полос). Сами траектории полета визуально похожи, и их горизонтальные проекции довольно близки к траекториям маневра в горизонтальной плоскости, рассмотренным выше. В задаче минимизации расхода топлива траектории более протяженны и происходят на меньших скоростях полета, чем в задаче быстродействия. В обоих случаях средний, основной сегмент разворота, выполняется на минимально допустимой скорости ($V = 30$ м/с), но с максимальными углами крена и атаки, при повышенных значениях тяги двигателя.

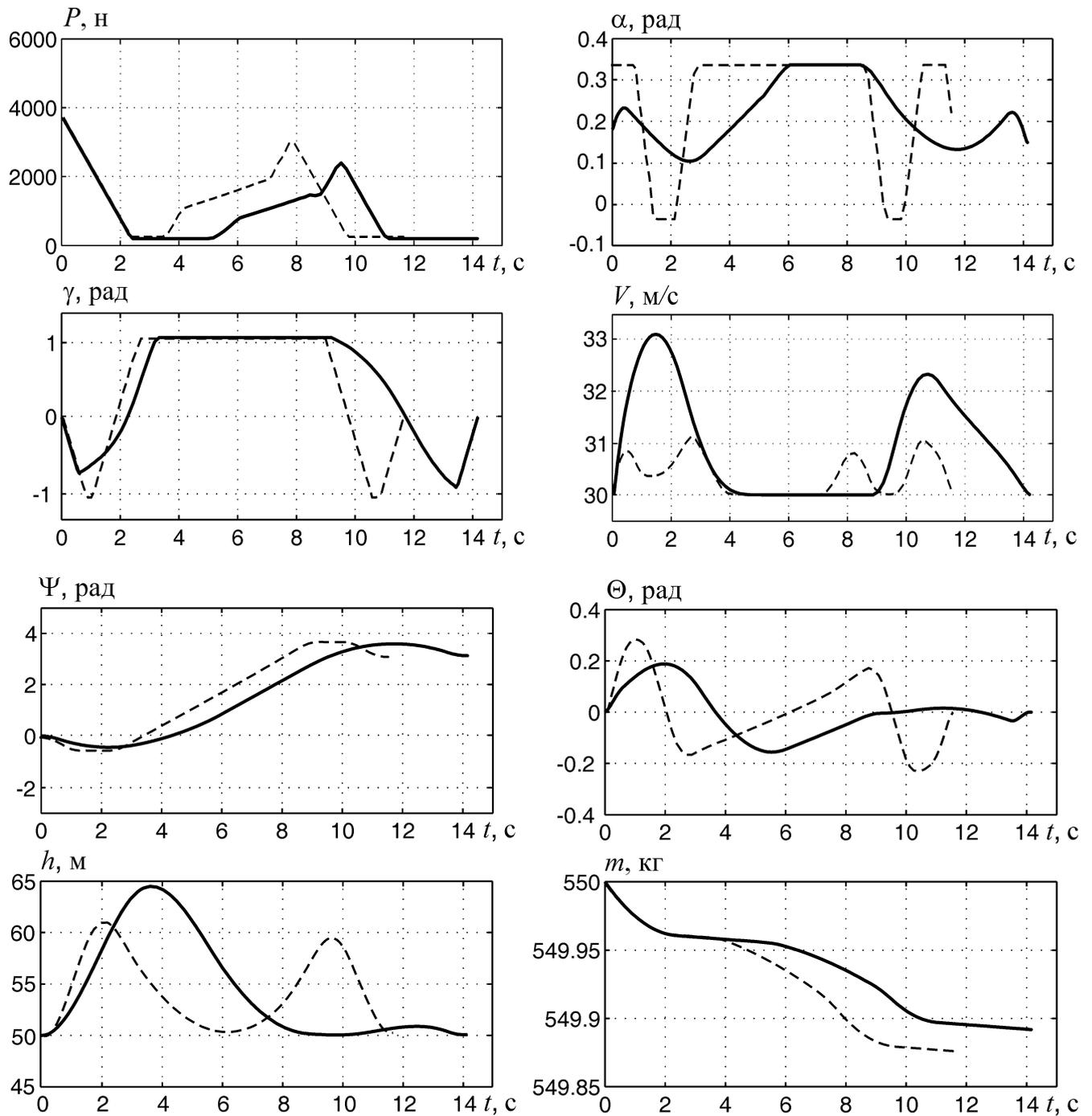


Рис. 11. Поведение переменных управления и состояния (пунктир – задача быстрогодействия, сплошные линии – минимум расхода топлива).

На рис. 12 представлены результаты оптимизации по двум критериям (минимум времени J_T и минимум расхода топлива J_F) в виде графиков оптимальных расходов топлива (слева) и затрат времени (справа) в зависимости от требуемого конечного бокового смещения z_f . На качественном уровне поведение этих зависимостей такое же, как и для разворотов в горизонтальной плоскости.

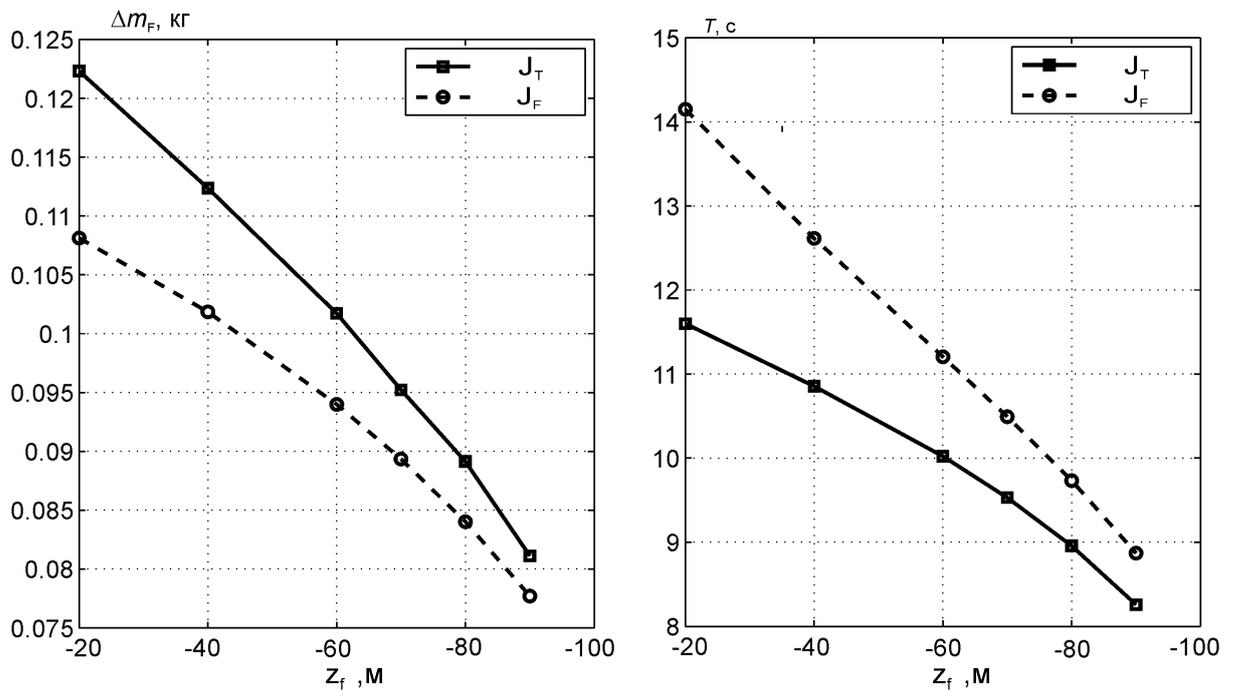


Рис. 12. Сравнения методов оптимизации: по критерию минимума времени J_T (сплошные линии) и по критерию минимума расхода топлива J_F (пунктир).

Влияние изменения массы самолёта

В процессе выполнения воздушной работы масса самолета уменьшается. Особенно это быстро происходит при эмиссии рабочего вещества, что должно быть учтено при оптимизации режима полёта. В §3.10 рассматривается зависимость оптимальных характеристик от массы самолёта. На рис. 13, 14, 15

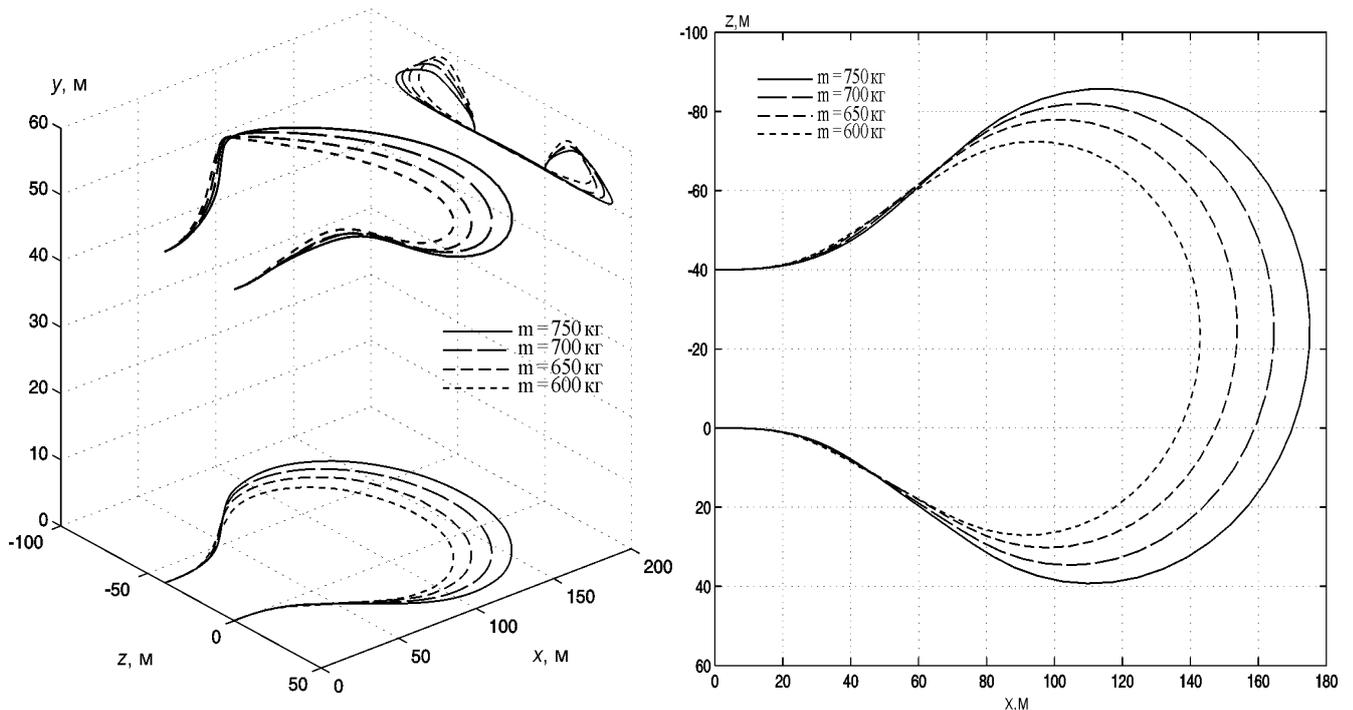


Рис. 13. Влияние изменения массы самолёта на оптимальные траектории полёта

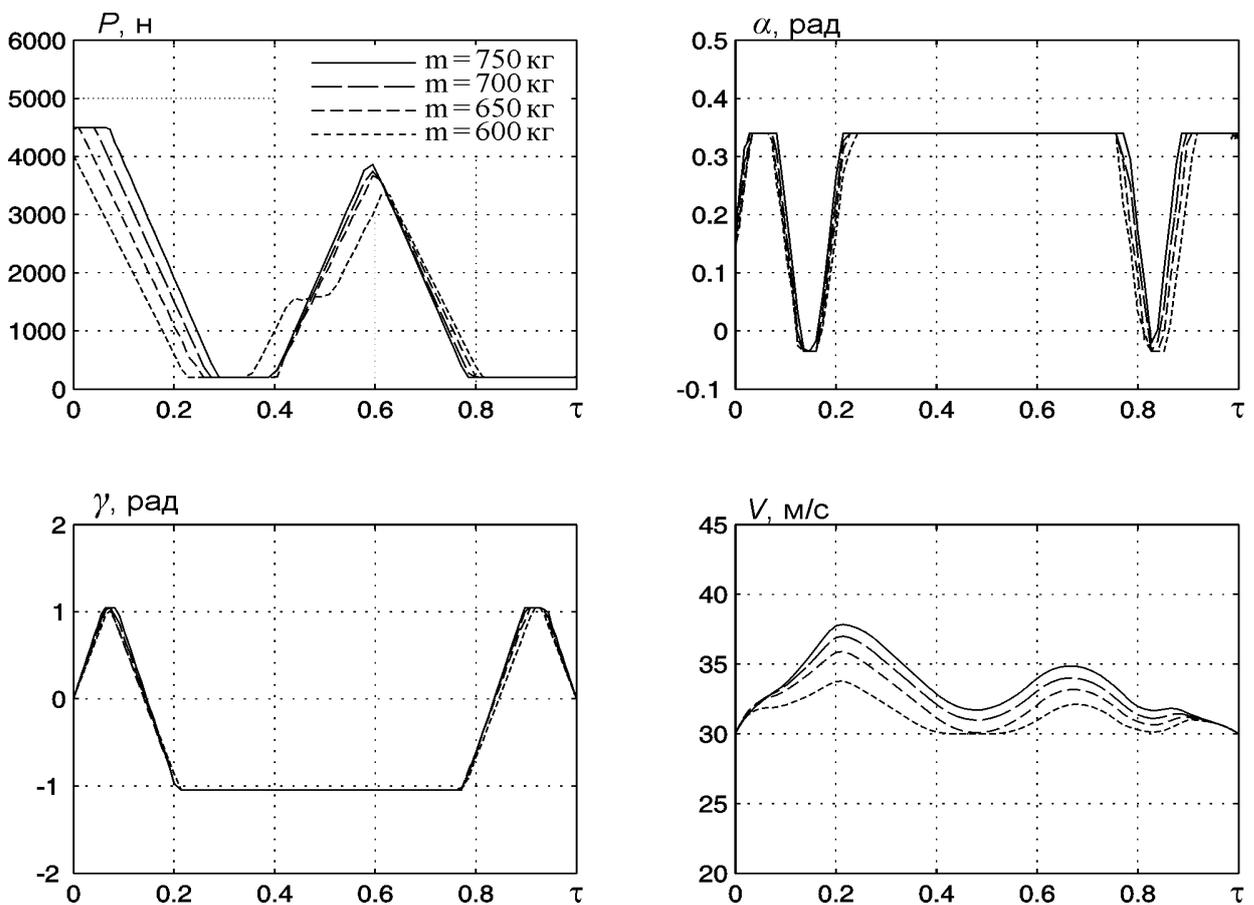


Рис. 14. Влияние изменения массы самолёта на оптимальные переменные управления и скорость полёт

приведены графики для оптимальных маневров разворота по критерию быстродействия, включающие графики пространственной траектории, процессов изменения переменных управления и состояния, полученные для нескольких значений массы самолета ($m = 600, 650, 700, 750$ кг). Для более адекватного представления все графики для фазовых переменных и управлений построены в зависимости от масштабированного времени $\tau = t/T$, где T - получающаяся длительность маневра.

Анализ этих результатов позволяет сделать вывод, что на качественном уровне все одноименные зависимости, соответствующие разным значениям массы, подобны. Отличия носят только количественный характер. Это является основанием для возможного привлечения интерполяции в целях получения оптимального решения для промежуточных значений массы самолета. Как видно из приведенных данных, уменьшение массы самолета приводит к сжатию траектории разворота и, соответственно к уменьшению длины траектории.

Аналогичные результаты получены для оптимизации по критерию расхода топлива. На рис. 16 приведены графики, показывающие затраты времени и топлива в зависимости от массы самолёта при выполнении разворота с оптимизацией по критериям быстродействия (J_T) и экономичности (J_F).

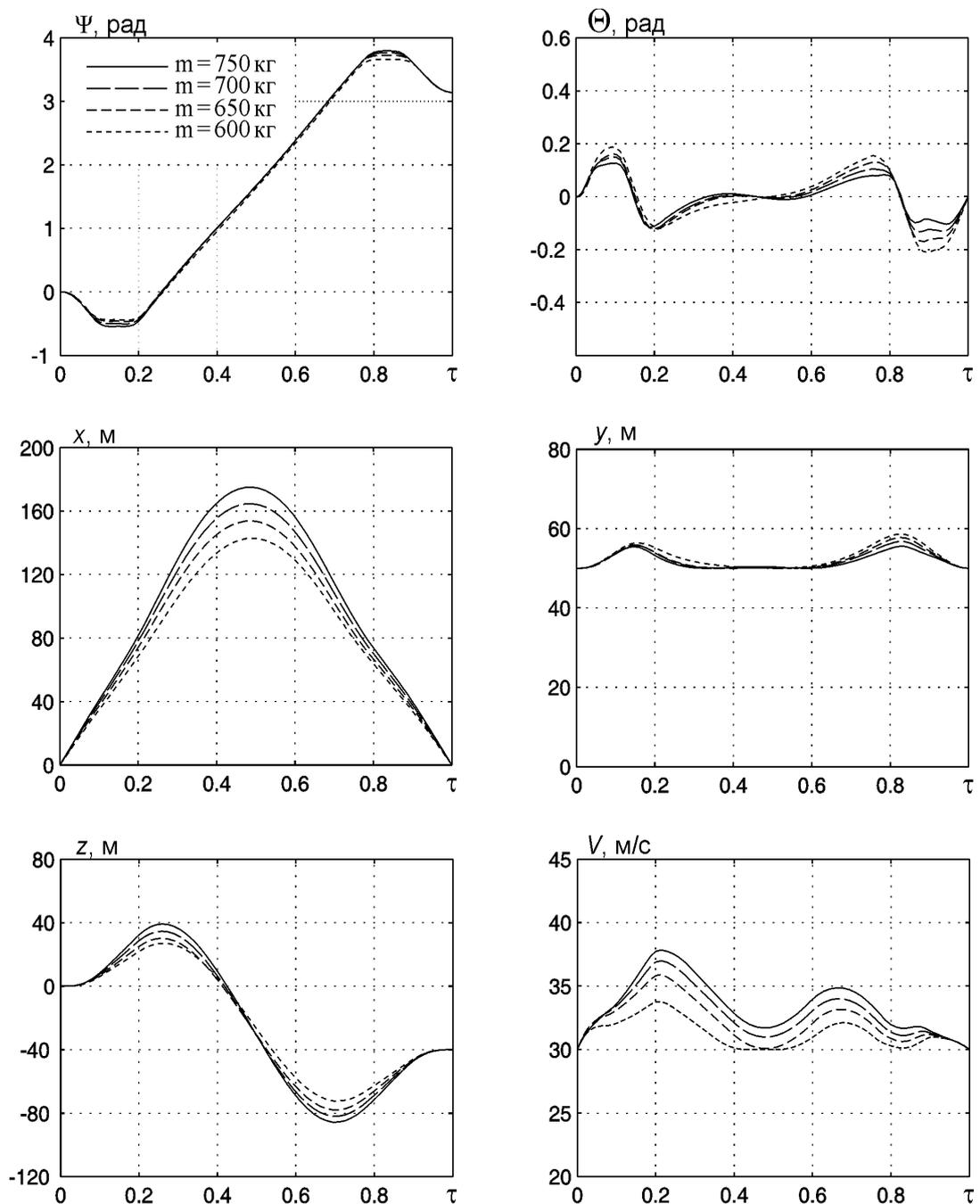


Рис. 15. Влияние изменения массы самолёта на оптимальные переменные состояния

Правая часть рис. 16 содержат графики зависимости расхода топлива от массы самолета. В рассмотренном диапазоне изменения массы (600-750 кг) эта зависимость показывает практически линейное снижение расхода топлива при уменьшении массы самолета для обоих вариантов оптимизации. Левая часть рис.16 содержит графики для зависимости времени разворота от массы самолета. В случае оптимизации по критерию быстродействия зависимость времени маневра практически линейна, но в случае оптимизации по критерию минимума расхода топлива зависимость уже нелинейная. Тем не менее, в обоих случае длительность маневра сокращается при уменьшении массы самолета.

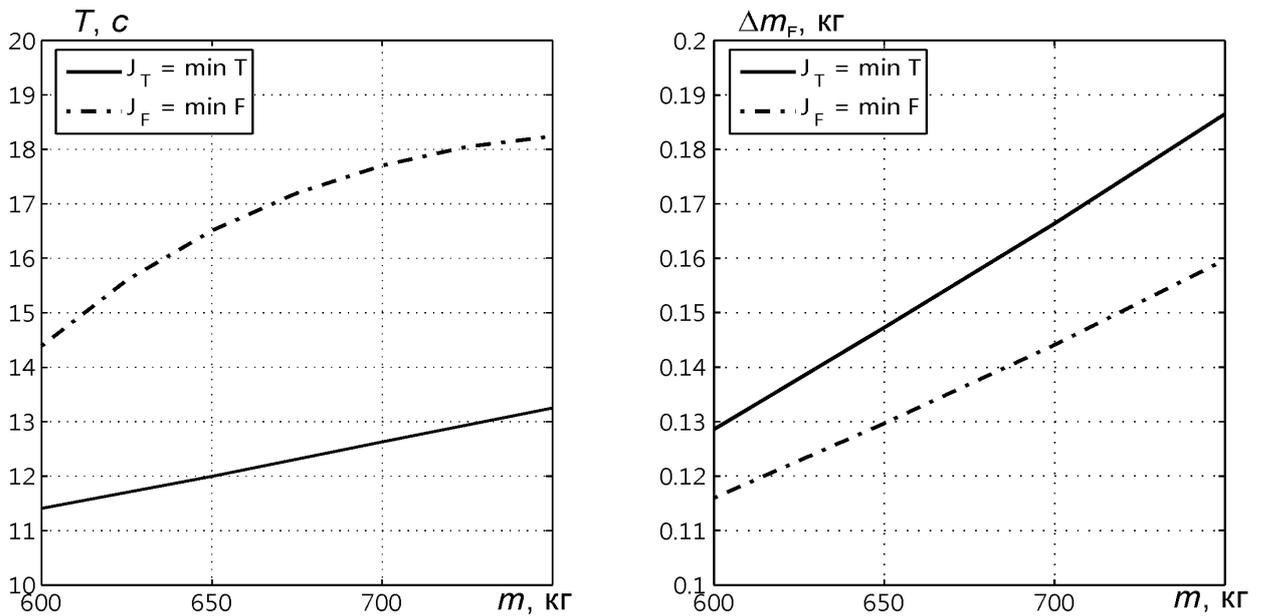


Рис. 16. Затраты времени и топлива в зависимости от массы самолета (минимума времени - сплошные линии, минимум расхода топлива - пунктир).

Можно также отметить, что при оптимизации по критерию быстродействия переход от $m = 750$ кг до $m = 600$ кг приводит к уменьшению длительности маневра примерно на 1.8 с. А в случае оптимизации по критерию расхода топлива соответствующее отличие составляет уже 3.8 с.

Учитывая наличие зависимости характеристик оптимальных маневров от массы самолета, величина которой уменьшается в процессе выполнения воздушной работы, можно сделать вывод о необходимости расчета оптимальных маневров с учетом текущей массы самолета. Оценку этой массы в полете можно получать, например, по измерениям расходомеров рабочего вещества и топлива. Оптимальные программы для траектории и управлений при выполнении маневра с этим значением массы самолета можно определить путем интерполяции соответствующих зависимостей, которые рассчитываются заранее для ряда фиксированных значений массы и помещаются в бортовой банк номинальных траекторий маневра.

В разделе 3-В рассматривается задача оптимизации движения самолёта на заданной траектории, которая представлена в виде программных зависимостей $x(t)=x_{зад}(t)$, $y(t)=y_{зад}(t)$, $z(t)=z_{зад}(t)$. Предлагаемое решение основано на формировании номинальных зависимостей по аргументу масштабированного времени $\tau = t/T$ (T - время полёта). На расчетных примерах делается вывод о принципиальной возможности применения рассматриваемого подхода.

В четвертой главе представлены результаты решения задачи автоматического обеспечения оптимальных режимов полёта с помощью адаптивного управления (§4.4) и с применением автопилотов (§4.5). Основное внимание уделено исследованию возможности автоматического поддержания оптимальной скорости полета с целью обеспечения режима экономии топлива (режима максимальной дальности) путем управления тягой

двигателя на принципе экстремального регулирования. Для автоматизации общих режимов полета рассматривается возможность использования обычных типовых автопилотов. Для практического решения задачи отслеживания заданной оптимальной траектории маневра предлагается автоматическая система с выбором нужной траектории из бортового банка оптимальных траекторий по аргументу текущей массы самолета (§4.5).

Автоматическая оптимизация дальности полёта

Выполняется по принципу экстремального регулирования для зависимости коэффициента удельной дальности $c_{уд}$ от скорости полета. Этот коэффициент определяется формулой:

$$c_{уд} = \frac{c_e P}{3600V} = \frac{dm_T}{dL} = \frac{dm_T/dt}{dL/dt} = \frac{\dot{m}_T}{V}.$$

Режим полета, при котором $c_{уд}$ поддерживается на минимальном уровне, обеспечивает минимизацию расхода массы топлива m_T на единицу пройденного пути L и может оцениваться по измерениям скорости расходования топлива \dot{m}_T (с помощью расходомеров) и скорости полета V . Величина тяги двигателя P зависит от характера полета. При выполнении воздушной работы на постоянной высоте (или с медленным изменением высоты) контур управления тягой двигателя можно рассматривать как контур обеспечения оптимальной скорости полета при фиксированной высоте полета. В этих условиях удельный расход топлива c_e можно рассматривать как зависящим только от скорости полета. Соответственной будет зависимость и для коэффициента $c_{уд} = c_{уд}(V)$. Расчеты показывают, что у обычных самолетов в интервале эксплуатационных скоростей эта зависимость достаточно гладкая и имеет только одну точку минимума. Это дает возможность решить задачу автоматического поиска и поддержания минимума зависимости $c_{уд}(V)$ с помощью системы экстремального регулирования с обратной связью, использующей оценки текущего значения градиента $\partial c_{уд}(V)/\partial V$ или его знака. В диссертационной работе рассматривается два типа системы экстремального регулирования. Первый тип реализует беспойсковый принцип, в котором градиент (или знак градиента) для зависимости $c_{уд}(V)$ оценивается по значениям (знакам) текущих скоростей изменения критерия $c_{уд}(V)$ и аргумента V . Второй тип соответствует поисковой адаптивной системе, в которой оценка градиента (или знака градиента) выполняется методом синхронного детектирования с введением в систему управления дополнительного гармонического сигнала (добавляется к командному сигналу по скорости полета).

На рис. 17 представлена структурная схема замкнутого контура управления, реализующая первый тип экстремальной системы регулирования скорости полета.

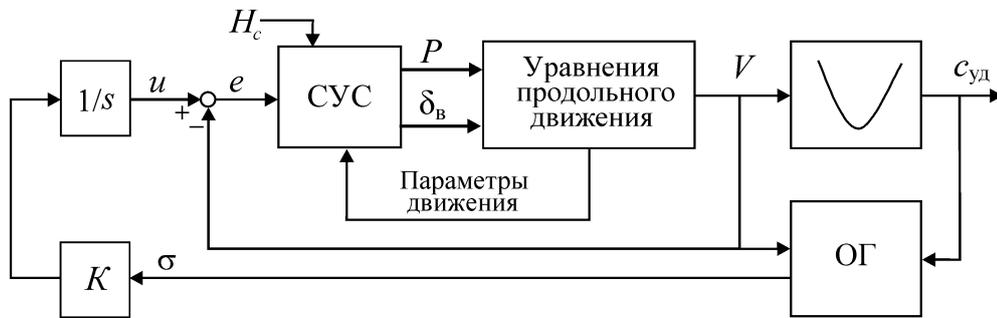


Рис. 17. Схема беспойсковой системы экстремального управления.

Здесь σ – оценка градиента (или его знака), u – сигнал обратной связи для подстройки скорости полета ($u = \int K\sigma dt$), ОГ – блок оценки градиента, СУС – система управления и стабилизации, формирующая сигналы управления тягой двигателя P и руля высоты δ_v для поддержания заданной высоты полета H_c и изменения скорости полета в направлении убывания критерия $c_{уд}$.

Похожую структуру имеет и поисковая система экстремального регулирования, только к сигналам u , $c_{уд}$ добавляются гармонические сигналы малой амплитуды, имеющие одинаковую частоту, но отличающиеся фазовым сдвигом (§4.4). Результаты моделирования процесса выхода на минимум $c_{уд}$ для беспойсковой системы экстремального управления и для системы с оценкой градиента методом фазовой синхронизации приведены на рис. 18 и рис. 19. В обоих случаях виден уверенный выход на режим минимального значения $c_{уд}$, однако из-за присутствия внешнего гармонического сигнала в конуре управления процессы во втором случае характеризуются наличием регулярных осцилляций малой амплитуды.

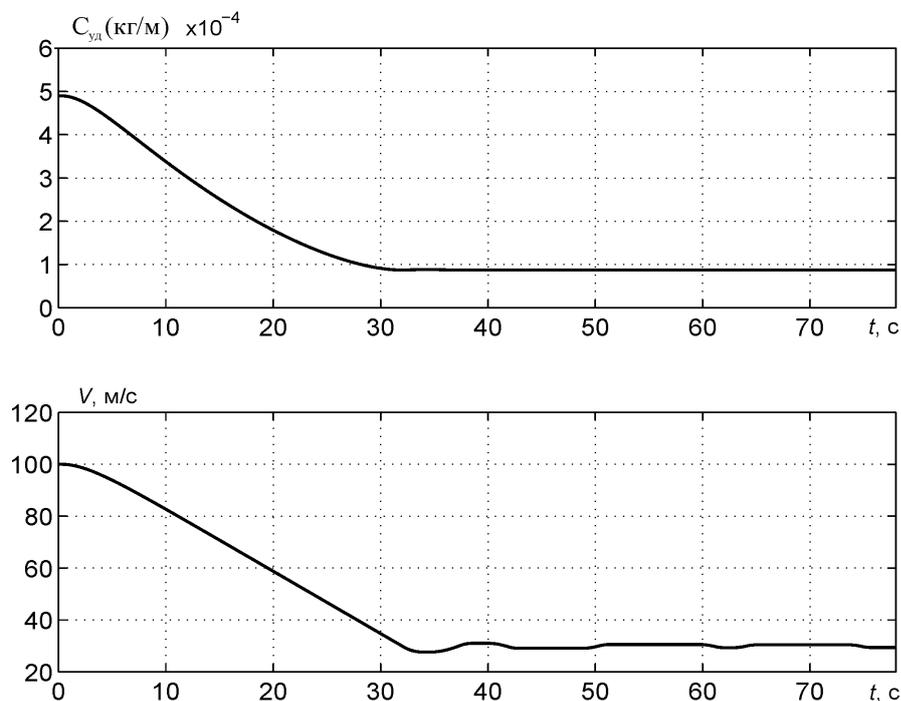


Рис. 18. Переходные процессы по $c_{уд}$ и V для беспойсковой оценки градиента

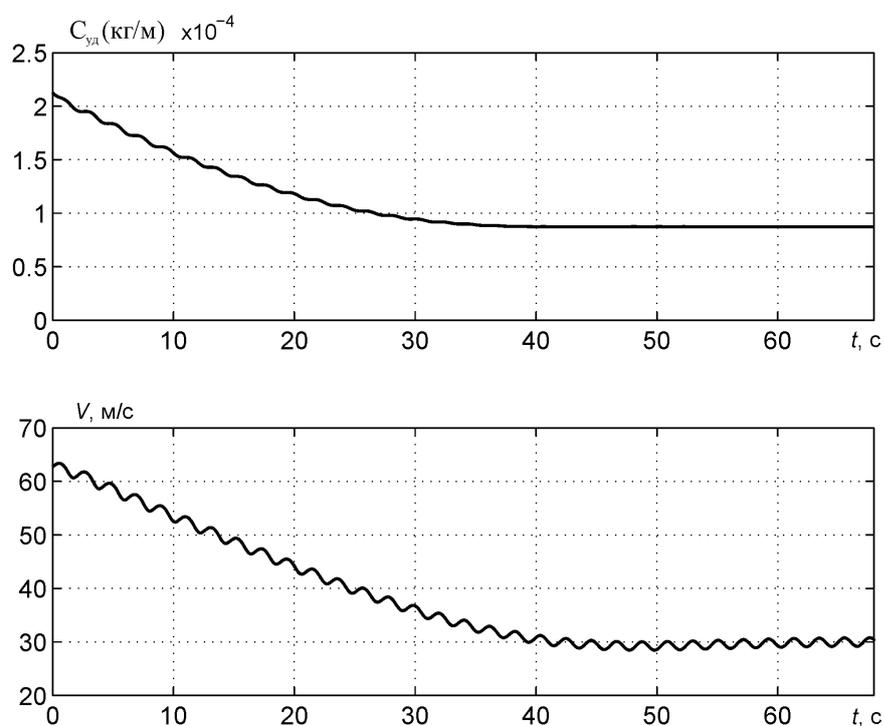


Рис. 19. Переходные процессы по $c_{уд}$ и V в случае использования метода синхронного детектирования.

Исследования, выполненные автором диссертации [4], показывают, что рассматриваемые способы адаптивного управления могут в принципе обеспечивать автоматическую минимизацию расхода топлива, в том числе и при воздействиях возмущений типа шумов измерений. Однако очевидно, что для практического воплощения этих принципов и получения качественного результата необходимо, чтобы измерения расхода топлива и скорости полета были достаточно точными.

В последних параграфах главы 4 рассмотрены типовые схемы автопилотов, которые могли бы использоваться в целях повышения уровня автоматизации управления полетом, а также предложена структурная схема для системы автоматического управления полетом по заданной траектории с учётом изменения массы самолёта.

В заключении приведены основные результаты диссертации:

- Представлено решение задачи оптимизации движения самолета на участках горизонтального полёта. Предложен новый метод определения экстремали вариационной задачи, основанный на уточнении более простого квазистационарного решения, получаемого исходя из условия равенства силы тяги двигателя аэродинамическому сопротивлению самолета.
- Проведено решение задачи планирования траектории пространственного маневра самолета. На основе анализа результатов, полученных двумя способами решения, сделан вывод о необходимости учёта ограничений на

переменные состояния и управления с целью получения реализуемых траекторий полета. Для обеспечения необходимой надежности и безопасности полёта, необходим также тщательный анализ получаемых расчетных траекторий.

- Представлены решения задач оптимизации типовых маневров. Для расчета оптимальных маневров самолета с учетом сложных ограничений на переменные состояния и управления рассмотрен и использован псевдоспектральный метод Гаусса. Среди решенных задач:
 - набор высоты в вертикальной плоскости с оптимизацией по критериям затрат времени и топлива, с учетом сложных ограничений на фазовые переменные и управления;
 - разворот в горизонтальной плоскости с оптимизацией по критериям затрат времени и топлива, с учетом сложных ограничений на фазовые переменные и управления;
 - разворот в пространстве с оптимизацией по критериям затрат времени и топлива, с учетом сложных ограничений на фазовые переменные и управления;
- Получены расчетные данные и графики для зависимости траектории, расхода топлива и длительности оптимального разворота от величины задаваемого бокового смещения в конце маневра, а также от значения массы самолёта. Эти результаты позволяют сделать оценки экономичности и эффективности оптимальных траекторий маневра в разных условиях и фазах выполняемой воздушной работы.
- Предложены структурные схемы для реализации адаптивной системы типа экстремального регулирования, автоматически обеспечивающей оптимальный режим экономии топлива (максимума дальности) путем минимизации текущего значения коэффициента удельной дальности. Путем численного моделирования проведен анализ работоспособности предложенных схем.
- В интересах повышения уровня автоматизации управления полетом сделаны предложения по использованию типовых автопилотов, а также предложена структурная схема для системы автоматического генерирования оптимальных маневров самолета, использующая банк номинальных траекторий для формирования оптимальных маневров с учётом изменения массы самолета.
- Полученные результаты могут быть использованы для оптимизации режимов полёта летательных аппаратов разного класса. Используемые в диссертации методы расчёта позволяют решать многочисленные актуальные задачи оптимизации в промышленности, и в этом плане изложенный в диссертации материал может иметь методическую значимость.
- Отдельные результаты диссертационной работы могут быть использованы в программе индустриализации и модернизации производственных процессов Вьетнама.

Литература к реферату:

- [1] Федоров, Л. П. Экономические режимы полета сельскохозяйственного самолета / Л. П. Федоров. // Труды ЦАГИ. – 1979. – Вып. 1990. – С. 3–25.
- [2] Петров, Ю. П. Вариационные методы теории оптимального управления / Ю. П. Петров. – М. : Энергия, 1965. – 220 с.
- [3] Тараненко, В. Т. Прямой вариационный метод в краевых задачах динамики полета / В. Т. Тараненко, В. Г. Момджи – М. : Машиностроение, 1986. – 127 с.

Список опубликованных работ по теме диссертации

- [1] Танг, Л.Т. Оптимизация пространственного разворота сельскохозяйственного самолета прямым вариационным методом / Л.Т. Танг. // Электромагнитные волны и электронные системы. – 2014. – № 5. – С. 14–24.
- [2] Танг, Л.Т. Решение краевой задачи формирования траектории движения самолёта при выполнении пространственного маневра / Л.Т. Танг. // Электронный журнал «Труды МАИ». – 2014. – № 78.
- [3] Супруненко, С.Н. Минимизация расхода топлива сельскохозяйственного самолета, выполняющего опыление / С.Н. Супруненко, Л.Т. Танг. // Учёные записки ЦАГИ. – 2014. – № . 4 – С. 94–107.
- [4] Танг, Л.Т. Оптимизация расхода топлива в полёте методом градиента / Л.Т. Танг. // Труды 56-й всероссийской научной конференции МФТИ “Актуальные проблемы фундаментальных и прикладных наук в современном информационном обществе”. Москва- Долгопрудный- Жуковский. – 2013. – С. 65.
- [5] Супруненко, С.Н. Оптимизация расхода топлива полёта методами экстремального поиска / С.Н. Супруненко, Л.Т. Танг. // Материалы XXIV научно-технической конференции по аэродинамике ЦАГИ – Жуковский. – 2013. – С. 209–210.
- [6] Танг, Л.Т. Оптимизация безопасного пространственного разворота сельскохозяйственного самолета прямым вариационным методом / Л.Т. Танг, Т.К. Нгуен. // Материалы V международной научной конференции, посвященной 90-летию со дня рождения выдающегося ученого, генерального конструктора ракетно-космических систем, академика В.Ф. Уткина “Фундаментальные проблемы системной безопасности”. Елец – 2014. – Выпуск 5. – С. 249–258.