

Комиссаров Артем Александрович

**ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНОГО  
БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА  
В УСЛОВИЯХ ЗАДАННЫХ СТОИМОСТНЫХ  
ОГРАНИЧЕНИЙ**

05.13.01 – Системный анализ, управление и обработка информации  
(Авиационная и ракетно-космическая техника)

**АВТОРЕФЕРАТ**

диссертации на соискание учёной степени

кандидата технических наук

Москва – 2012

Работа выполнена на кафедре 704 «Информационно-управляющие комплексы» Московского авиационного института (национального исследовательского университета, МАИ).

Научный руководитель: кандидат технических наук  
Таргамадзе Реваз Чолаевич

Официальные оппоненты: Брусов Владимир Сергеевич, доктор технических наук, профессор кафедры 106 «Динамика и управление летательных аппаратов» Московского авиационного института (национального исследовательского университета, МАИ), г. Москва

Корнушенко Александр Вячеславич, кандидат технических наук, начальник сектора Федерального государственного унитарного предприятия «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского» (ФГУП ЦАГИ, г. Жуковский Московской области)

Ведущая организация: Открытое акционерное общество «Конструкторское бюро «Луч» (ОАО «КБ «Луч») – 152920, Ярославская обл., г. Рыбинск, бульвар Победы, д.25

Защита состоится « 25 » мая 2012г. в 15.00 часов на заседании Диссертационного совета Д 212.125.12 в Московском авиационном институте (национальном исследовательском университете, МАИ) по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Московского авиационного института (национального исследовательского университета, МАИ) по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4.

Автореферат разослан « 24 » апреля 2012 г.

Отзывы, заверенные печатью, просьба высылать по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4, МАИ, Учёный совет МАИ.

Учёный секретарь диссертационного совета  
Д 212.125.12, кандидат технических наук, доцент

В.В. Дарнопых

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

**Актуальность проблемы.** За последние годы значительно расширились масштабы применения беспилотных летательных аппаратов (БЛА) в народном хозяйстве, возросли многообразие и сложность решаемых ими задач. При этом существенно повысились требования к эффективности процессов разработки БЛА, их надежности, экономичности и пр.

Особенно жесткие требования предъявляются к боевым (разведывательным и ударным) БЛА, выполняющим разнообразные задачи наблюдения, в т.ч. поиска и слежения за мобильными объектами, прицеливания, целеуказания и высокоточной доставки средств поражения.

В работе рассматриваются вопросы проектирования разведывательных БЛА с радиусом действия до 500 км, со взлетной массой 20-30 кг, скоростью полета 70-150 км/ч и массой целевой нагрузки 5-7 кг.

Сложность разработки подобных БЛА связана с многообразием выполняемых БЛА заданий, даже в рамках одной летной операции. Это приводит к необходимости оценки эффективности одной операции по многим критериям, определяющим целевые свойства БЛА на каждом ее этапе: доставка целевой аппаратуры до области интереса, мониторинг области интереса, поиск, захват и информационное сопровождение объекта интереса.

Другим фактором, сопутствующим процессу создания БЛА рассматриваемого класса в современных условиях, является преобладание экономических критериев оценки проектных решений над техническими, что существенно сказывается на самом процессе выбора альтернативных решений и облике БЛА. В связи с этим большой практический интерес представляет создание методического обеспечения процесса формирования облика БЛА при заданных экономических ограничениях.

В связи с относительно короткой историей создания БЛА, технологии их разработки в существенной степени опираются на опыт, приобретенный разработчиками пилотируемой авиации.

В рамках исследований по применению методов оптимального проектирования и автоматизированного проектирования ЛА необходимо отметить работы А.А. Бадягина, И.С. Голубева, С.М. Егера, Д. Кюхемана, А.А. Лебедева, И.В. Остославского, Е.В. Тарасова, Л.С. Чернобровкина, Н.А. Фомина, В.М. Шейнина.

В этих работах рассматриваются различные подходы к решению задач оптимального проектирования летательных аппаратов (ЛА) и его элементов, как правило, в так называемой одноцелевой постановке, согласно которой параметры и управления ЛА оптимизируются при условиях, отражающих по существу одно характерное (расчетное или номинальное) задание. Между тем, значительное многообразие и неопределенность заданий (целей) и условий применения являются наиболее характерными особенностями БЛА.

Задача выбора параметров многоцелевых объектов в той или иной мере свойственна процессу создания практически всех технических систем. Проблемы оптимального проектирования многоцелевых летательных аппаратов подробно рассматриваются в работах В.С. Бруслова, С.А. Пиявского и др. Однако, как отмечалось выше, проектирование БЛА имеет ряд особенностей, что требу-

ет дополнения известной методологии новой методикой выбора проектных решений БЛА, отражающей специфические целевые задачи и доминирование экономических критериев.

**Объект исследования** – разведывательный беспилотный летательный аппарат.

**Предмет исследования** – процесс формирования облика БЛА в условиях заданных стоимостных ограничений.

**Целью диссертационной работы** является повышение качества принятия решений на ранних этапах проектирования путем разработки методики выбора альтернатив в условиях стоимостных ограничений на образец БЛА.

Достижение поставленной цели диссертационной работы осуществлено на основе решений следующих **основных задач**:

- 1) анализ и формулировка цели летной операции, формулировка локальных целей, построение иерархической структуры целей;
- 2) определение характеристик локальных целей;
- 3) формирование критериев эффективности и целевой функции;
- 4) построение моделей функционирования БЛА, стоимостной модели, оценка их адекватности;
- 5) определение на основе этих моделей допустимого множества параметров БЛА;
- 6) построение и анализ областей достижимости;
- 7) обоснование свертки локальных критериев;
- 8) анализ влияния критерия стоимости на области достижимости;
- 9) определение оптимального облика БЛА (с учетом заданных стоимостных ограничений).

Облик БЛА в работе характеризуется следующими параметрами: удлинение крыла; скорость полета; взлетная масса БЛА; тип аэродинамической схемы БЛА: нормальная с прямым крылом, летающее крыло со стреловидным крылом; тип двигателя: двигатель внутреннего сгорания, электродвигатель.

**Методы исследования.** В работе были использованы методы системного анализа и математического моделирования, математические методы оптимизации, методы многокритериального анализа и синтеза. Задача многокритериального выбора проектных решений сводится к двухкритериальной задаче «эффективность-стоимость» путем применения линейной свертки локальных критериев технической эффективности.

Задача выбора обликовых параметров БЛА формулируется как задача оптимизации при фиксированной целевой функции и заданных стоимостных ограничениях.

**Основные положения диссертационной работы, выносимые на защиту:**

- 1) формализация целей летной операции БЛА на основании анализа целевых операций и формирование критериев эффективности: сведение оценок эффективности к двум – дальности полета и радиусу разворота;

2) разработка математических моделей летной операции БЛА: функциональных и стоимостных, в явном виде связывающих конструктивные параметры БЛА с критериями эффективности и стоимостью единичного образца БЛА;

3) разработка методики формирования облика БЛА при заданных стоимостных ограничениях, включающей линейную свертку критериев эффективности в целевую функцию, фиксацию критерия стоимости на ограничительном уровне, выбор параметров облика БЛА, наилучших в смысле оптимума выбранной целевой функции;

4) результаты расчета оптимальных параметров БЛА при различных значениях критерия стоимости и двух вариантах целевой функции, и определение эффективных альтернатив.

**Научная новизна.** В процессе решения поставленных задач получены следующие новые научные результаты:

1) формализованы цели летной операции БЛА на основании анализа целевых операций и сформированы критерии эффективности на основе двух параметров – дальности полета и радиуса разворота;

2) разработаны математические модели летной операции БЛА: функциональные, стоимостные;

3) разработана методика формирования облика БЛА при заданных стоимостных ограничениях, сведенная к задаче оптимизации параметров БЛА на достижимом множестве критериев эффективности с использованием целевой функции в виде линейной свертки критериев эффективности и фиксированном стоимостном критерии;

4) проведен результат расчета обликовых параметров БЛА для двух вариантов целевой функции и фиксированном стоимостном критерии и определены эффективные альтернативы.

#### **Практическая значимость работы и результаты внедрения.**

- Созданная методика позволяет определить облик БЛА при заданных стоимостных ограничениях и оценить влияние стоимостных ограничений на достижимые характеристики БЛА, определить вариации параметров БЛА, заданных техническим заданием, с целью удовлетворения стоимостных ограничений, выработать рекомендации по изменению стоимостных ограничений БЛА, что особенно важно на ранних стадиях проектирования;

- Основные результаты диссертационной работы внедрены в ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» при выполнении НИР «Космос-крыло», в ОАО «ОКБ Сухого» при выполнении НИР «Охотник», в учебном процессе Московского авиационного института при проведении практических и лабораторных занятий в рамках специальности 160601 «Прицельно-навигационные системы летательных аппаратов», что подтверждается соответствующими актами.

**Достоверность результатов,** полученных в диссертационной работе, подтверждается корректным использованием методов системного анализа, доказательством адекватности принятых математических моделей БЛА, непротиворечивостью полученных результатов определения множеств эффективных альтернатив сложившейся практике создания и применения БЛА.

**Апробация работы.** Результаты работы докладывались и получили одобрение на научно-технических семинарах кафедр «Информационно-

управляющие комплексы летательных аппаратов» и «Системный анализ и управление» Московского авиационного института, а также на научно-технических секциях НТС правления ОАО "ОКБ Сухого".

**Публикации.** Основные результаты диссертационной работы опубликованы в статьях [1-3] в журналах, входящих в рекомендованный ВАКом Минобрнауки РФ перечень изданий, отчетах о НИР [4-6].

**Структура и объем работы.** Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав основного материала, заключения и списка литературы из 69 наименований. Общий объем работы составляет 126 страниц основного текста, в том числе 43 рисунка и 11 таблиц.

## СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

**Во введении** обоснована актуальность темы, изложены цель работы и основные задачи исследования, дается общая характеристика работы.

**В первой главе** работы проведен всесторонний анализ решаемых БЛА задач, в частности, тактическими разведывательными БЛА, и обосновано направление исследований.

Разведывательные БЛА являются информационными комплексами, где целевая задача заключается в оперативном накоплении и анализе регистрируемой информации для получения достоверных сведений о контролируемых процессах и объектах поиска с помощью специального целевого оборудования (целевой нагрузки), в частности, телевизионной (ТВ), тепловизионной (ТПВ), радиолокационной (РЛ) аппаратуры наблюдения. На основе анализа задачи поиска определяются соответствующие критерии эффективности и целевые функции.

Именно целевые задачи выделяют множество технических характеристик БЛА, определяющих эффективность их выполнения. Это: взлётная масса, дальность полёта, требования по маневренности и пр. При этом существенной ограничительной характеристикой БЛА является его стоимость  $C_o$ .

Основными характеристиками, определяющими эффективность применения БЛА при выполнении всех этапов типовой летной операции, приняты:

$f_1(\lambda, V_n, m_0, m_{цн}, C_o) = L$  – дальность полета;

$f_2(\lambda, V_n, m_0, m_{цн}, C_o) = R$  – радиус разворота БЛА.

На основании анализа чувствительности указанных характеристик к изменению конструктивных параметров определено следующее множество изменяемых параметров облика БЛА:

- аэродинамическая схема: нормальная или летающее крыло;
- удлинение крыла -  $\lambda$ ;
- площадь крыла -  $S_{кр}$ ;
- масса БЛА -  $m_0$ ;
- скорость полета -  $V$ ;
- масса целевой нагрузки -  $m_{цн}$ .

Тип двигателя:

- с тепловым источником энергии;
- с электрическим источником энергии.

Диапазон изменения скорости полета 70-150 км/ч.

Высота полета 300-500 м.

Масса БЛА не более 30 кг.

Масса целевой нагрузки  $m_{цн}$  не менее 4 кг.

Множественность локальных критериев эффективности, используемых для оценки различных стадий летной операции, часто конфликтующих между собой, приводит к неоднозначности выбора облика БЛА. Причиной неоднозначности является множество вариантов предпочтения тому или иному локальному критерию. На практике применяются различные приемы, позволяющие свести проблему многокритериального выбора к задаче оптимизации на основе одного критерия. Это, например, свертывание локальных критериев в целевую функцию с определением правила предпочтения, фиксация одного критерия и оптимизация параметров БЛА по другому критерию (в случае двух критериев), поиск среди подмножества альтернатив, каждая из которых заведомо лучше других по одному из критериев (Парето-оптимальные решения). В предложенной в работе методике используется комбинация этих известных приемов.

Предложенная в работе методика формирования облика БЛА при заданных стоимостных ограничениях заключается в следующем:

1. На основе анализа целевых задач БЛА и локальных целей летной операции определяется совокупность критериев эффективности выполнения летной операции. Это: дальность полета и радиус разворота БЛА. Третьим критерием оценки облика БЛА является стоимость единичного образца;

2. Формируется целевая функция в виде линейной свертки локальных критериев эффективности;

3. Формируются функциональная и стоимостная модели БЛА, определяющие зависимости между критериями и искомыми проектными параметрами;

4. Определяются области достижимости для критериев дальности  $L$  и радиуса разворота  $R$  БЛА в зависимости от обличевых параметров при заданных стоимостных ограничениях  $C_0$ ;

5. На области достижимости определяются две комбинации критериев, соответствующих двум вариантам предпочтения: дальности полета, либо радиусу разворота БЛА. Сведенная таким образом многокритериальная задача выбора к нескольким задачам оптимизации параметров БЛА по одному критерию, позволяет выбрать ограниченное множество альтернатив, наилучших по одному критерию и являющихся эффективными (Парето-оптимальными) альтернативами;

6. Поиск оптимального облика БЛА по одному критерию. Эта процедура повторяется для различных (двух) вариантов целевой функции и различных значений критерия стоимости;

7. Анализ влияния критериев на облик БЛА;

8. Принятие решения о выборе облика БЛА на основе внесистемного критерия.

**Вторая глава** посвящена формированию стоимостных моделей БЛА.

При проведении параметрических исследований БЛА и выборе их обличевых параметров на основе использования экономических критериев

эффективности необходимо иметь возможность определять стоимость различных вариантов БЛА, отличающихся размерами, массой целевой нагрузки, типом двигателей, летно-техническими характеристиками и т.д. Решение этой задачи достигается использованием соответствующей математической модели стоимости БЛА.

В связи с недостаточностью данных по проектированию БЛА за основу были взяты модели стоимости, используемые для пилотируемых ЛА.

В процессе исследований, при формировании модели стоимости БЛА в качестве основы были рассмотрены 3 варианта модели. В частности, модель фирмы РЭНД (RAND Corporation) (в дальнейшем, модель 1), которая состоит из двух автономных моделей – модели расчета стоимости разработки и модели стоимости производства серийного ЛА, объединенных общей идеологией построения расчетных зависимостей.

В стоимостной модели 2 используется иной подход к определению стоимости ЛА, основанный на расчете величины затрат по отдельным этапам процесса разработки, испытаний и производства ЛА с последующим их суммированием. При этом появляется возможность учета масштабов выпуска (серийного производства) ЛА, что представляется достаточно важным.

Анализ моделей 1 и 2 показал, что основное влияние на стоимость оказывают: масса ЛА, объем серии и максимальная скорость полета.

Недостатком моделей 1 и 2 является то, что они не определяют в явном виде связь стоимости с конструктивными параметрами БЛА, т.к. искомые значения массы пустого БЛА входят в различные слагаемые стоимости, причем с дробными показателями степени.

Поэтому для формирования облика БЛА была также использована упрощенная модель стоимости (модель 3), основанная на учете размерности ЛА (максимальной взлетной массы  $m_0$ ), вида:

$$C_{ла} = a_1 + a_2 m_0 + a_3 m_0^2,$$

где  $a_1$ ,  $a_2$ ,  $a_3$  – настраиваемые коэффициенты.

Недостатком данной расчетной зависимости является отсутствие учета других параметров, влияющих на стоимость ЛА (например, количества ЛА в серии), хотя в целом эти зависимости правильно отражают тенденцию роста стоимости по мере увеличения размерности самолета.

В то же время данная модель имеет структуру, удобную для решения поставленной задачи определения проектных параметров БЛА при заданных стоимостных ограничениях.

Примем, что в рассматриваемом классе БЛА максимальная скорость полета  $V_{max}$  задана.

Тогда, в качестве параметров, определяющих стоимость, выбираем:

- взлетную массу БЛА  $m_0$ ;
- количество выпускаемых БЛА в планируемой серии  $N_c$ .

В результате проведенных исследований, на основании данных, полученных с помощью модели 1, 2 и 3, была получена следующая рабочая модель стоимости серийно выпускаемого БЛА:

$$C = \frac{11562m - 410m^2}{0,35 + 0,021N - 0,00001N^2} + 5200, \quad (1)$$

где  $m = m_n$  – масса планера и  $N = N_c$  – количество выпускаемых БЛА в планируемой серии.

Ошибки расчета стоимости, полученные с помощью данной формулы (в диапазоне масс планера 2÷8 кг и диапазоне объемов серии 50÷1000 БЛА), не превышают 8% по сравнению со стоимостями, полученными по модели 1.

**В третьей главе** рассматриваются вопросы построения моделей для расчета частных критериев эффективности: дальности полета  $L$  и радиуса разворота  $R$ , зависящих от проектных параметров  $m, V, \lambda$ .

Рассмотрим дальность полета БЛА, перемещающегося в воздухе за счет тепловой энергии от сгорания топлива на борту БЛА. В случае горизонтального полета энергия, потребная на перемещение БЛА в воздухе:

$$E_n = L \cdot P, \text{ где: } L - \text{дальность полета, } P - \text{тяга в горизонтальном полете.}$$

Тогда мощность, потребная для перемещения БЛА со скоростью  $V = \dot{L}$ , будет равна  $N_n = P[n] \cdot \dot{L}[м/с]$ .

С другой стороны, потребная на перемещение БЛА мощность равна энергии, получаемой в единицу времени от теплоты сгорания массы  $m_T$  топлива с теплотворной способностью  $H_T$  [дж/кг] и преобразующейся в двигателе в механическую энергию с к.п.д.  $\eta_{об}$ :

$$N_n = \dot{E}_T \cdot \eta_{об}; \quad \dot{E}_T = H \cdot \dot{m}_T \quad [\text{Вт}]$$

тогда: 
$$\dot{L} = \frac{\dot{E} \cdot \eta_{об}}{P}.$$

Скорость полета БЛА в горизонтальном полете можно вычислить по формуле:

$$\dot{L} = \frac{K_V^{Aэп} \cdot H \cdot \eta_{об} \cdot \dot{m}_T}{m_o(t) \cdot g}, \quad (2)$$

где  $\left(\frac{Y}{X}\right)_V = K_V^{Aэп}$  – аэродинамическое качество, реализуемое в полете со скоростью  $V$ ,  $G = m_o \cdot g$  – вес БЛА,  $P = \frac{G}{\left(\frac{Y}{X}\right)_V}$ .

Если принять, что в конце полета топливо расходуется полностью, интегрирование по времени полета даст выражение для дальности полета:

$$L = \frac{1}{g} H_T \cdot \eta_{об} K_V^{Aэп} \ln \left( \frac{1}{1 - m_T / m_o} \right) \quad (3)$$

В случае применения бортового электрического источника энергии выражение для дальности полета будет следующим:

$$L = \frac{K_V^{Aep} \cdot \bar{e} \cdot \eta_{\text{дв}} \cdot \bar{m}_\delta}{g}, \quad (4)$$

где:  $\bar{e}$  – удельная емкость электрического источника [дж/кг].

Энергия, располагаемая для обеспечения движения БЛА  $E = \bar{e} \cdot \eta_{\text{дв}} \cdot m_\delta$ .

Если предположить, что БЛА выполняет координированный разворот с креном без скольжения, радиус разворота определяется следующими выражениями:

$$R = \frac{V^2}{g \cdot \tan(\gamma)} = \frac{V^2}{g \cdot \sqrt{n_{y_c}^2 - 1}}, \quad (5)$$

где:  $n_{y_c} \approx \frac{Y(V, \lambda, S)}{m_o \cdot g}$  – нормальная перегрузка относительно траектории.

Из условия выполнения координированного разворота в горизонтальной плоскости:  $n_{y_c} \cos(\gamma_a) \approx 1$ .

Как следует из приведенных выражений, радиус разворота увеличивается с увеличением скорости полета и уменьшается с увеличением реализуемой перегрузки. Максимальная реализуемая перегрузка  $n_y$  зависит от максимально достижимой подъемной силы  $Y_{\text{max}}$ , на величину которой оказывают влияние обликовые параметры БЛА, например, удлинение  $\lambda$  и угол стреловидности крыла  $\chi$ :

$$Y_{\text{max}} = c_{y_{\text{max}}}(\lambda, \chi) \frac{\rho V^2}{2} S \quad (6)$$

Характеристики БЛА различных аэродинамических схем определяются с помощью моделей.

На рис. 1 представлены расчетные схемы БЛА различных вариантов аэродинамических схем.

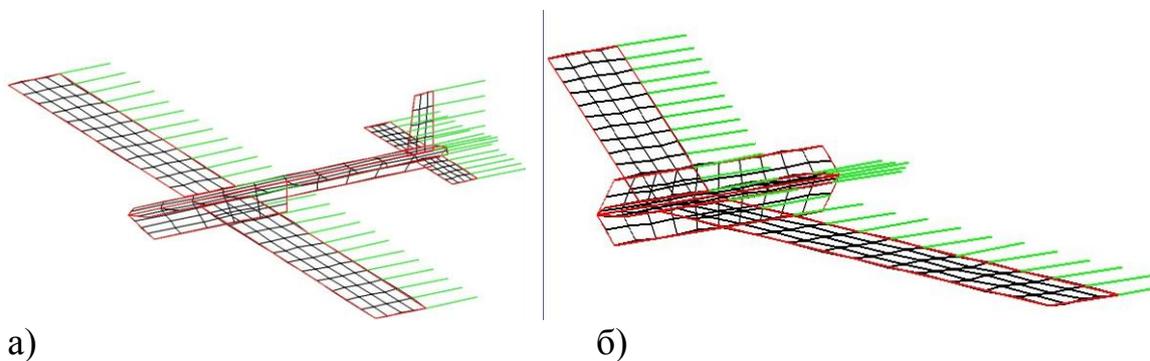


Рис. 1 Расчетные схемы моделируемого БЛА

На рис. 1 а) показана схема БЛА нормальной аэродинамической схемы с прямым крылом,  $\lambda=8,4$ ,  $S_{\text{кр}}=1,96\text{м}^2$ , на рис. 1 б) – БЛА аэродинамической схемы «Летающее крыло» со стреловидным крылом,  $\lambda=12,5$ ,  $S_{\text{кр}}=1,92\text{м}^2$ ,  $\chi = 45^\circ$ .

В таблице 1 приведены примеры рассчитанных аэродинамических характеристик БЛА.

Достоверность результатов проектного анализа напрямую связана с адек-

## БЛА 1

$\lambda=4,3$	$q_i$	$C_y^q$	$C_z^q$	$m_x^q$	$m_y^q$	$m_z^q$
	$\alpha$	4,51	-0,01	-0,01	-0,03	-4,25
	$\beta$	0,01	-0,18	-0,04	-0,43	-0,43
	$\omega_x$	0,00	0,04	-3,91	0,24	0,01
	$\omega_y$	0,03	-0,58	-0,10	-1,65	-0,08
	$\omega_z$	7,08	-0,03	0,02	-0,09	-9,55

$\lambda=8,4$	$q_i$	$C_y^q$	$C_z^q$	$m_x^q$	$m_y^q$	$m_z^q$
	$\alpha$	5,48	-0,01	0,01	-0,04	-7,93
	$\beta$	0,01	-0,18	-0,06	-0,60	-0,04
	$\omega_x$	-0,01	0,07	-21,23	0,50	0,03
	$\omega_y$	0,04	-0,79	-0,19	-3,18	-0,15
	$\omega_z$	11,08	-0,04	0,05	-0,17	-21,14

$\lambda=12,5$	$q_i$	$C_y^q$	$C_z^q$	$m_x^q$	$m_y^q$	$m_z^q$
	$\alpha$	5,92	-0,01	0,01	-0,06	-10,51
	$\beta$	0,01	-0,19	-0,08	-0,78	-0,05
	$\omega_x$	-0,01	0,08	-54,70	0,74	0,07
	$\omega_y$	0,05	-1,04	-0,2	-5,18	-0,24
	$\omega_z$	13,84	-0,05	0,07	-0,28	-33,07

## БЛА 2

$\lambda=4,3$	$q_i$	$C_y^q$	$C_z^q$	$m_x^q$	$m_y^q$	$m_z^q$
	$\alpha$	4,11	0,00	0,00	0,00	-3,38
	$\beta$	0,00	-0,03	0,00	0,01	0,00
	$\omega_x$	0,00	0,00	-3,85	0,00	0,00
	$\omega_y$	0,00	-0,06	0,00	-0,04	0,00
	$\omega_z$	5,42	0,00	0,00	0,00	-4,97

$\lambda=8,4$	$q_i$	$C_y^q$	$C_z^q$	$m_x^q$	$m_y^q$	$m_z^q$
	$\alpha$	4,90	0,00	0,00	0,00	-7,16
	$\beta$	0,00	-0,03	0,00	0,01	0,00
	$\omega_x$	0,00	0,00	-20,58	0,00	0,00
	$\omega_y$	0,00	-0,08	0,00	-0,08	0,00
	$\omega_z$	9,29	0,00	0,00	0,00	-14,54

$\lambda=12,5$	$q_i$	$C_y^q$	$C_z^q$	$m_x^q$	$m_y^q$	$m_z^q$
	$\alpha$	5,23	0,00	0,00	0,00	-10,30
	$\beta$	0,00	-0,03	0,00	0,01	0,00
	$\omega_x$	0,00	0,00	-52,56	0,00	0,00
	$\omega_y$	0,00	-0,10	0,00	-0,14	0,00
	$\omega_z$	12,46	0,00	0,00	0,00	-26,50

ватностью принятых расчетных моделей аэродинамики, ЛТХ и масс составных элементов БЛА. Вопрос непротиворечивости используемых моделей реальным физическим связям – важнейший вопрос, возникающий при интерпретации результатов, полученных моделированием.

С целью оценки адекватности разработанных моделей было проведено сравнение результатов расчета дальности полета БЛА с фактическими характеристиками реальных БЛА. При этом ошибка модели определяется как  $\Delta L(V_k) = 100[L_m(V_k, m_b) - L_\phi(V_k, m_b)] / L_m$ , [%], где  $L_m(V_k, m_b)$  – дальность полета, рассчитанная для скорости  $V_k$  и соответствующей  $m_b$  или  $m_m$ ,  $L_\phi(V_k, m_b)$  – экспериментальная (фактическая) дальность полета.

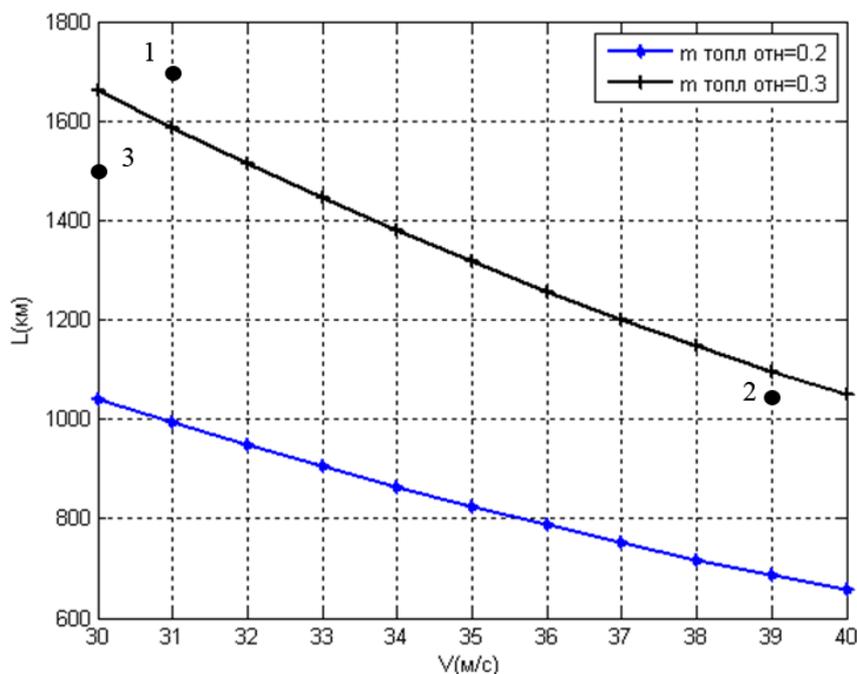


Рис. 2 Зависимость дальности L от скорости для БЛА с двигателем внутреннего сгорания

На рис. 2 показан график зависимости дальности L от скорости для БЛА с двигателем внутреннего сгорания. Здесь же показаны соотношения дальности и скорости для БЛА «Орлан» (точка 1,  $m_T=0,32$ , ошибка – менее 5%), «Зала» (точка 2,  $m_T=0,28$ , ошибка – менее 3%) и «Skaneagle» (точка 3,  $m_T=0,28$ , ошибка – 8%).

Сравнение оценок дальности, полученных по используемым моделям, с реальными данными дает основание считать, что принятые модели могут быть использованы на начальных этапах проектирования.

**В четвертой главе** представлена процедура расчета проектных параметров, характеризующих облик БЛА. На основе методики, рассмотренной в главе 1, разработан алгоритм расчета, включающий построение областей достижимости заданий БЛА и определения в них искомых параметров (рис. 3).

В блоках 1 и 2, выделенных штриховыми прямоугольниками, производится построение областей достижимости заданий.

При этом вначале определяются области существования  $C$ ,  $L$  и  $R$  при различных значениях (в пределах заданных диапазонов) параметров  $m_0$ ,  $V$ ,  $\lambda$ . Зна-

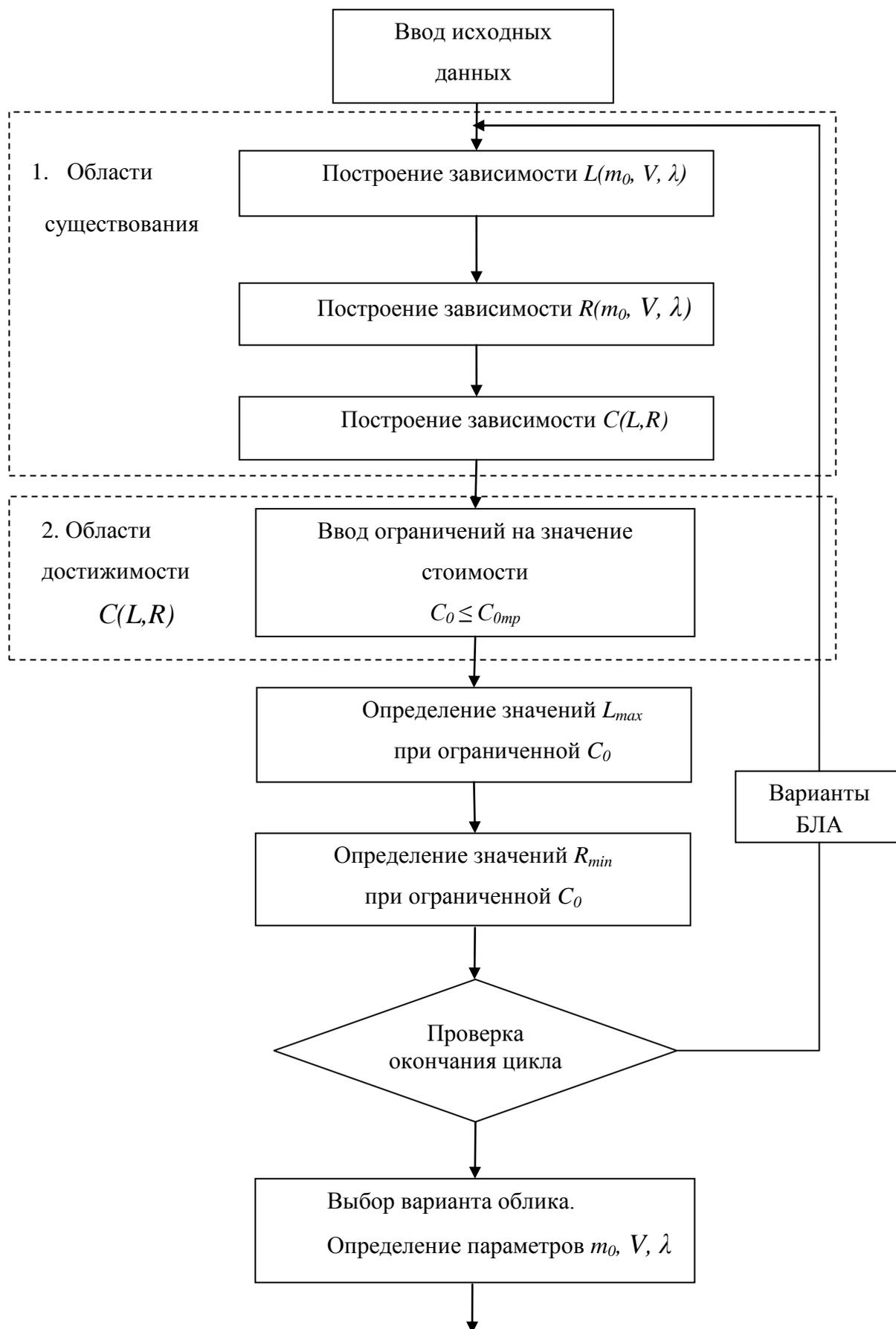


Рис. 3 Блок-схема алгоритма формирования облика БЛА при заданных ограничениях стоимости

чения  $m_0$ ,  $V$ ,  $\lambda$  изменяются дискретно, при этом задаваемые интервалы дискретизации  $\Delta m_0$ ,  $\Delta V$ ,  $\Delta \lambda$  могут варьироваться.

Границы областей достижимости уточняются в блоке 2 за счет введения ограничения  $C_0 \leq C_{0mp}$ .

Область достижимости позволяет определить наилучшие значения критериев эффективности  $L_{max}$  и  $1/R_{min}$  и соответствующие значения  $R(L_{max})$  и  $L(R_{min})$ .

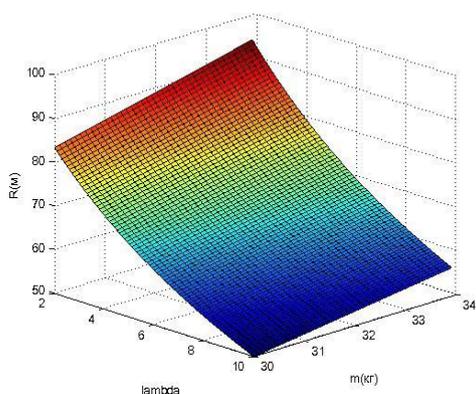
Данная процедура повторяется для всех конструктивных вариантов БЛА с различными аэродинамическими схемами и типами двигателей.

На следующем шаге расчетов полученные значения критериев сравниваются, и выбирается конечный вариант значений критериев  $L$  и  $R$ .

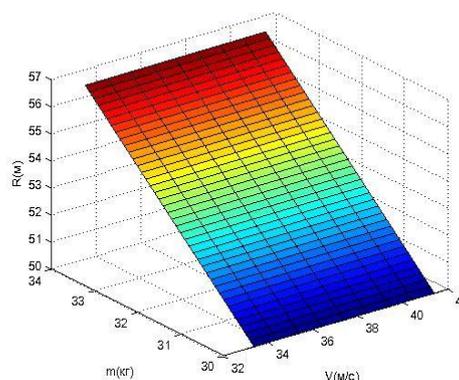
Последним этапом расчетов является определение значений проектных параметров БЛА:  $m_0$ ,  $V$ ,  $\lambda$ ,  $P$ ,  $D$ .

Исходные данные для расчетов:

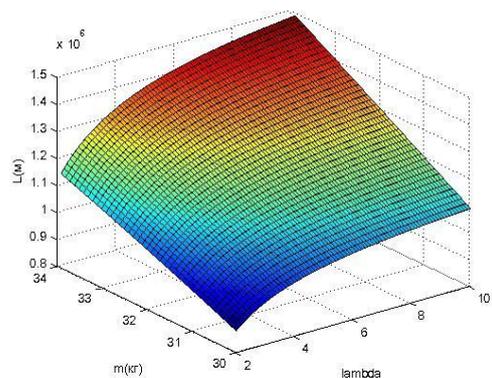
- Аэродинамическая схема ( $P$ ): нормальная или летающее крыло,
- Удлинение крыла (2 – 10) -  $\lambda$ ,
- Площадь крыла (0,8 – 1,2 м<sup>2</sup>) -  $S_{кр}$ ,
- Масса БЛА (20 до 28 кг) -  $m_0$ ,
- Масса целевой нагрузки ( $\geq 4$ кг) -  $m_{цн}$ ,
- Скорость полета (100 до 150 км/ч) -  $V$ ,
- Тип двигателя ( $D$ ): с тепловым источником энергии, с электрическим источником энергии.



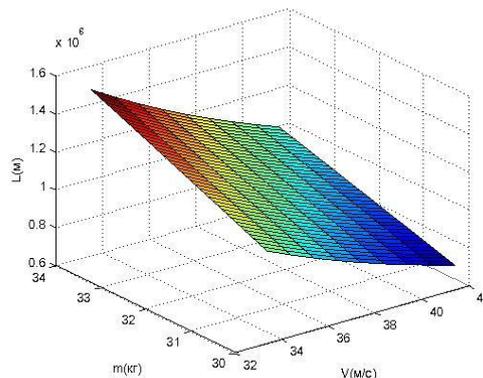
а)



б)



в)



г)

Рис. 4 Проекция зависимостей критериев эффективности от проектных параметров

На рис. 4 представлены примеры рассчитанных областей достижимости заданий БЛА, где на а) показана зависимость  $R(m, \lambda)$ , б)  $R(m, V)$ , в)  $L(m, \lambda)$ , г)  $L(m, V)$ .

Расчеты проводились для объема серии  $N_c = 100$  БЛА и вариантов ограничений по стоимости:

1.  $C_{0mp} = 21\,000,00$  долл. США;
2.  $C_{0mp} = 22\,000,00$  долл. США;
3.  $C_{0mp} = 22\,500,00$  долл. США.

Для каждого варианта цены были определены искомые значения проектных параметров  $m, V, \lambda$  (таблица 2 – 4).

В результате проведенных исследований можно сделать следующие выводы: при равной цене максимальная дальность полета обеспечивается конструктивной схемой «летающее крыло», оснащенной ДВС. Среди известных образцов БЛА такому типу соответствует БЛА “Scaneagle”. В то же время, если речь идет о повышении маневренности БЛА, т.е. минимизации радиуса разворота, то этому условию наилучшим образом удовлетворяет БЛА, выполненный по нормальной схеме и также оснащенный ДВС.

Таким образом, разработанный алгоритм позволяет определять проектные параметры для различных вариантов конструктивных схем многофункциональных БЛА при ограниченной стоимости и оценить влияние стоимостных ограничений на облик.

Таблица 2

Стоимость (долл. США)	Схема	Тип двигателя	Критерий	Проектные параметры
C=21 000	Нормальная	ДВС	$L_{max}=1,1*10^6$ м $R=34,5$ м	$m_0=19$ кг $\lambda=10$ $V=100$ км/ч
			$R_{min}=32$ м $L=5,1*10^5$ м	$m_0=19$ кг $\lambda=10$ $V=150$ км/ч
	Нормальная	Электрич.	$L_{max}=5,6*10^4$ м $R=34,5$ м	$m_0=19$ кг $\lambda=10$ $V=100$ км/ч
			$R_{min}=32$ м $L=2,59*10^4$ м	$m_0=19$ кг $\lambda=10$ $V=150$ км/ч
	Летающее крыло	ДВС	$L_{max}=1,53*10^6$ м $R=41$ м	$m_0=21,9$ кг $\lambda=10$ $V=100$ км/ч
			$R_{min}=37,3$ м $L=7,2*10^5$ м	$m_0=21,9$ кг $\lambda=10$ $V=150$ км/ч
	Летающее крыло	Электрич.	$L_{max}=7,8*10^4$ м $R=41$ м	$m_0=21,9$ кг $\lambda=10$ $V=100$ км/ч
			$R_{min}=37,3$ м $L=3,65*10^4$ м	$m_0=21,9$ кг $\lambda=10$ $V=150$

Таблица 3

Стоимость (долл. США)	Схема	Тип двигателя	Критерий	Проектные параметры
C=22 000	Нормальная	ДВС	$L_{max}=1,3*10^6$ м $R=37,4$ м	$m_0=20,3$ кг $\lambda=10$ $V=100$ км/ч
			$R_{min}=34,5$ м $L=6,05*10^5$ м	$m_0=20,3$ кг $\lambda=10$ $V=150$ км/ч
	Нормальная	Электрич.	$L_{max}=6,6*10^4$ м $R=37,4$ м	$m_0=20,3$ кг $\lambda=10$ $V=100$ км/ч
			$R_{min}=34,4$ м $L=3,07*10^4$ м	$m_0=20,3$ кг $\lambda=10$ $V=150$ км/ч
	Летающее крыло	ДВС	$L_{max}=1,72*10^6$ м $R=44,4$ м	$m_0=23$ кг $\lambda=10$ $V=100$ км/ч
			$R_{min}=39,6$ м $L=8,14*10^5$ м	$m_0=23$ кг $\lambda=10$ $V=150$ км/ч
	Летающее крыло	Электрич.	$L_{max}=8,7*10^4$ м $R=44,3$ м	$m_0=23$ кг $\lambda=10$ $V=100$ км/ч
			$R_{min}=39,6$ м $L=4,13*10^4$ м	$m_0=23$ кг $\lambda=10$ $V=150$ км/ч

Таблица 4

Стоимость (долл. США)	Схема	Тип двигателя	Критерий	Проектные параметры
C=22 500	Нормальная	ДВС	$L_{max}=1,39*10^6$ м $R=38,8$ м	$m_0=20,9$ кг $\lambda=10$ $V=100$ км/ч
			$R_{min}=35,5$ м $L=6,48*10^5$ м	$m_0=20,9$ кг $\lambda=10$ $V=150$ км/ч
	Нормальная	Электрич.	$L_{max}=7,05*10^4$ м $R=38,8$ м	$m_0=20,9$ кг $\lambda=10$ $V=100$ км/ч
			$R_{min}=35,5$ м $L=3,29*10^4$ м	$m_0=20,9$ кг $\lambda=10$ $V=150$ км/ч
	Летающее крыло	ДВС	$L_{max}=1,8*10^6$ м $R=45,9$ м	$m_0=23,8$ кг $\lambda=10$ $V=100$ км/ч
			$R_{min}=40,7$ м $L=8,57*10^5$ м	$m_0=23,8$ кг $\lambda=10$ $V=150$ км/ч
	Летающее крыло	Электрич.	$L_{max}=9,19*10^4$ м $R=45,9$ м	$m_0=23,8$ кг $\lambda=10$ $V=100$ км/ч
			$R_{min}=40,7$ м $L=4,34*10^4$ м	$m_0=23,8$ кг $\lambda=10$ $V=150$ км/ч

В результате проведенных исследований можно сделать следующие выводы: при равной цене максимальная дальность полета обеспечивается конструктивной схемой «летающее крыло», оснащенной ДВС. Среди известных образцов БЛА такому типу соответствует БЛА “Scaneagle”. В то же время, если речь идет о повышении маневренности БЛА, т.е. минимизации радиуса разворота, то этому условию наилучшим образом удовлетворяет БЛА, выполненный по нормальной схеме и также оснащенный ДВС.

## ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ

1. Проведен анализ целевых задач, выполняемых разведывательными БЛА средней дальности в летной операции. Показано, что цель летной операции зависит от совокупности локальных целей (заданий) каждого этапа операции, эффективность которых оценивается различными критериями, в частности: дальностью полета БЛА и радиусом разворота БЛА.

2. Сформулирована постановка задачи формирования облика БЛА на начальных этапах проектирования при заданных стоимостных ограничениях. При этом облик БЛА определяется следующим набором проектных параметров: взлетной массой БЛА, удлинением крыла, скоростью полета, аэродинамической схемой, типом двигателя. Формально задача формирования облика заключается в выборе технического решения из множества альтернатив, соответствующего оптимуму критерия выбора. В качестве такого критерия в работе предлагается использовать целевую функцию в виде линейной свертки локальных критериев эффективности: дальности полета и радиуса разворота БЛА.

3. Разработана методика формирования облика БЛА при заданных стоимостных ограничениях, заключающаяся в формировании множества альтернатив облика БЛА, определении области достижимости критериев эффективности при фиксированном значении критерия стоимости, определении целевой функции на области достижимости, определении эффективных альтернатив, соответствующих двум вариантам предпочтения при построении целевой функции: максимуму дальности, либо минимуму радиуса разворота БЛА.

4. Разработана технико-экономическая модель БЛА, включающая стоимостную модель, определяющую зависимость стоимости БЛА от его массы и серии выпуска, и модели, описывающие зависимость критериев эффективности от значений проектных параметров: взлетной массы БЛА, удлинения крыла, скорости полета, аэродинамической схемы, типа двигателя.

5. Проведен анализ адекватности предлагаемых моделей и возможность их использования при формировании облика БЛА на начальных этапах проектирования.

6. Разработан алгоритм расчета проектных параметров БЛА, включающий процедуры определения областей достижимости заданий при заданных стоимостных ограничениях, расчета наилучших значений критериев эффективности для различных вариантов конструкций БЛА и определения совокупности проектных параметров, соответствующих оптимуму критериев эффективности.

7. Работоспособность предлагаемых решений подтверждена путем решения практических задач выбора облика БЛА средней дальности массой до 30 кг при ограничениях на стоимость планера БЛА. Показано, что в рамках принятых критериев эффективности БЛА аэродинамической схемы «летающее крыло» с двигателем внутреннего сгорания имеет преимущество перед другими вариантами. Этот результат согласуется со сложившейся практикой создания и эксплуатации БЛА рассматриваемого класса.

## ОСНОВНЫЕ ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

**Публикации в изданиях из рекомендованного ВАК Минобрнауки России перечня:**

1. Комиссаров А.А., Куприков М.Ю. Формирование облика маневренного самолета в условиях заданных стоимостных ограничений // Труды МАИ (Электронный ресурс). – 2011. – №47. <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=26677>

2. Басманова А.О., Комиссаров А.А., Попик В.Н., Прусаков А.И., Стрелец М.Ю. Влияние конструктивно-технологических параметров планера самолета на его стоимость // Труды МАИ (Электронный ресурс). – 2011. – №47. <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=26808>

3. Комиссаров А.А., Куприков М.Ю., Рой Р.И. Влияние требований к уровню радиолокационной заметности самолета на его стоимость // «Вестник Московского Авиационного Института». Том 18. Выпуск №6. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2011, с. 5-11.

**В прочих изданиях:**

4. Комиссаров А.А. НТО «Создание математической модели стоимости самолета» // ОАО "ОКБ Сухого" № НТО-БТ-122/001-05-09, 2009.

5. Комиссаров А.А. НТО «Разработка научно-методического обеспечения для формирования экономического облика самолета» // ОАО "ОКБ Сухого" № НТО-БТ-122/004-05-10, 2010.

6. Комиссаров А.А. НТО «Разработка методик определения параметров беспилотного летательного аппарата в условиях заданных стоимостных ограничений» // ОАО "ОКБ Сухого" № НТО-БТ-122/003-11-11, 2011.

Подписано в печать: 20.04.2012  
Тираж: 100 экз. Заказ № 133  
Отпечатано в типографии ОАО "ОКБ Сухого"  
125284, г. Москва, ул. Поликарпова, д.23А