

## **Методика оптимизации с помощью неопределенных множителей Лагранжа основных проектных параметров реактивного аппарата вертикального взлета и посадки (АВВП) с управлением газовыми соплами**

К.Х. Ким, В.К. Безвербый, В.Н. Гуцин

*Рассмотрена методика оптимизации основных проектных параметров реактивного аппарата вертикального взлета и посадки (АВВП) с управлением газовыми соплами и моделирование его движения. Применение метода неопределенных множителей Лагранжа дает возможность получить аналитическое решение задачи. Аналитические выражения, полученные при анализе модели движения АВВП позволяют анализировать влияние проектных параметров на летные характеристики. Дается численный анализ результатов.*

### **Введение**

В настоящее время во многих странах ведутся интенсивные работы по созданию АВВП. За последние 30 лет в мире появилось более 40 типов летательных аппаратов вертикального укороченного взлета и посадки реактивного типа. АВВП является существенным преимуществом, не требуются значительные взлетно-посадочные площадки, выше значение массовых, экономических характеристик по сравнению с обычными самолетами, вертолетами.

Многие АВВП успешно летали, но только английский «Хариер» и советский Як-38 выпускались серийно, что объясняется их высокой стоимостью, технической сложностью, ограниченным радиусом действия и малой полезной нагрузкой. Поскольку АВВП не являются ни вертолетами, ни обычными самолетами, а точнее, они являются теми и другими, то при их проектировании и прежде всего при выборе их основных проектных параметров возникают серьезные трудности. Эти особенности следует учитывать при создании математических моделей, описывающих функционирование и существование АВВП. В связи с тем, что возникает необходимость в разработке метода выбора основных проектных параметров АВВП.

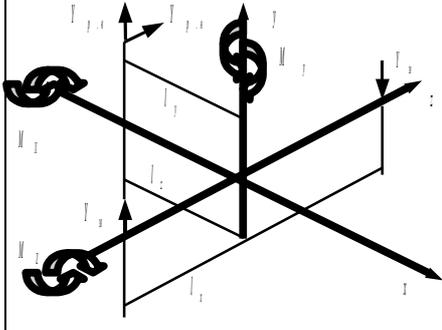
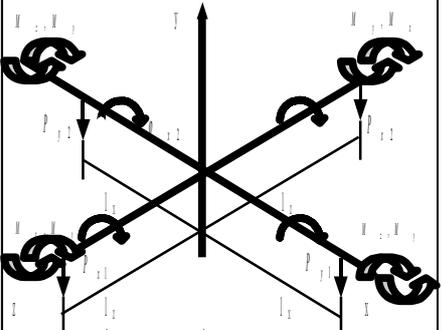
В настоящее время АВВП использует аэродинамические органы управления и механизацию крыла для обеспечения взлета, посадки и управления, как обычные самолеты. АВВП с управлением газовыми соплами представляет собой качественно новый летательный аппарат, сочетающий в себе достоинства самолета и космического аппарата. Особенностью АВВП с управлением газовыми соплами является наличие двух систем органов управления; реактивных при взлете и посадке, управляемых газовых сопел при маршевом полете. Применение для управления самолетом газовых сопел, питаемых от основного двигателя, позволяет упростить крыло и даже существенно его уменьшить, поскольку постановка дополнительных двигателей для

взлета, применяемых наряду с маршевыми двигателями, делает самолет вертикально взлетающим.

С помощью управляемых газовых сопел получаем схему безхвостового оперения, механизация крыла уменьшает массу и упрощает конструкцию АВВП. При разработке таких аппаратов возникает задача минимизации массы АВВП за счет, прежде всего перераспределения мощности между взлетными двигателями и маршевыми двигателями, также используемыми на взлете. Подобная идея была высказана академиком В.П.Мишиным.

Таблица 1

Особенности отапливаемых аэродинамических, реактивных и органов управления

Типы управления	Аэродинамические органы управления (АОУ)	Реактивные органы управления (РОУ)
Органы управления	Элероны, Руль направления и высоты	Реактивные газопые сопла
Место управления	Отклонение органов управления	Изменение насадочных сопел
Схема управления и действующие моменты	 $M_{x,1} = T_{y,1} \cdot l_{x,1}$ $M_{x,2} = T_{y,2} \cdot l_{x,2}$ $M_{x,3} = T_{y,3} \cdot l_{x,3}$ $M_{x,4} = T_{y,4} \cdot l_{x,4}$	 $M_{x,1} = \pm (P_{y,1} - P_{y,11}) \cdot l_{x,1}$ $M_{x,2} = (P_{y,2} \cdot \varphi_{y,2} - P_{y,21} \cdot \varphi_{y,21}) \cdot l_{x,2}$ $(P_{y,3} \cdot \varphi_{y,3} - P_{y,31} \cdot \varphi_{y,31}) \cdot l_{x,3}$ $M_{x,4} = \pm (P_{y,4} - P_{y,41}) \cdot l_{x,4}$
$m_x / m_y$	$P_{\text{от}}^{\text{АОУ}} = P_{y,1} + P_{y,2} + P_{y,3} + P_{y,4}$	$P_{\text{от}}^{\text{РОУ}} = P_{y,1} + P_{y,2} + P_{y,3} + P_{y,4}$
Преимущества	Базовый	Уменьшение массы взлетного за счет меньшей массы конструкции и упрощенной конструкции аппаратуры
Недостатки	Сложность механизации привода	Сложность управления

### ***Цели и задачи исследования***

Целью данной работы является выбор оптимальных основных проектных параметров и исследование их влияния на летнотехнические характеристики и модель движения АВВП. Для получения аналитического решения задачи по выбору оптимальных основных проектных параметров АВВП использован метод неопределенных множителей Лагранжа. Процесс автоматизированного проектирования разработан с помощью ЭВМ.

Предложена методика выбора оптимальных проектных параметров и технических характеристик АВВП, являющаяся достаточно универсальной для данного класса аппаратов и отражающая многоуровневый, итерационный и оптимизационный характер процесса проектирования на этапе технических предложений. Разработана программа для ЭВМ, позволяющая проводить оптимизацию проектных параметров и исследовать их влияние на летно технические характеристики АВВП.

### ***Анализ критериев оптимизации***

Рассмотрим возможность получения аналитического решения задачи оптимизации основных проектных параметров АВВП. Оценка летательных аппаратов, эффективность перевозки грузов проводятся по критериям, как производительность, так и величина перевозимого груза при минимально необходимой для выполнения поставленной задачи взлетной массе летательного аппарата.

В работе принимается, что параметры, при которых груз максимален для данной взлетной массы или взлетная масса минимальна при заданном полезном грузе, считаются оптимальными. Мы пойдем в смысле обобщения дальше. Будем считать, что задается не масса АВВП, а масса того полезного груза, который следует перевезти на требуемое расстояние. Ясно, что наилучшим АВВП будет тот, у которого начальная взлетная масса минимальна. Аналогом будет относительная масса полезного груза

$$\mu_{ПН} = \frac{m_{ПН}}{m_0}$$

и тогда минимизация взлетной массы будет соответствовать максимизации  $\mu_{ПН}$  при заданном значении массы полезного груза.

### ***Система автоматизированного проектирования***

Схема процесса автоматизированного проектирования АВВП была построена для того, чтобы получить основные оптимальные параметры и исследовать их влияние на летные и технические характеристики АВВП. Процесс проектирования

носит многоуровневый, итерационный и оптимизационный характер, когда на основе исходных рассчитываются летные технические характеристики и массовая сводка. Но для организации такого процесса необходимо разработать логику и технологию автоматизированного проектирования.

Схема автоматизированного проектирования содержит следующие этапы.

Для начала процесса проектирования необходимо сформулировать технические требования. Они включаются в исходные данные (как начальные значения проектных параметров) и в статические коэффициенты.

Математические модели содержат следующие модели :

1. Модель существования
2. Модель возможности
3. Модель движения

Модель существования связывает основные проектные параметры и статические коэффициенты и представляет уравнение в безразмерном виде из задаваемых исходных данных. Модель возможности представляет систему уравнений.

Эта система уравнений является упрощенным и обобщенным решением задачи одного режима полета. Уравнение решения задачи на всех основных режимах полетах дает модель движения. Но для определения массовой, геометрической, энергетической характеристики предыдущих моделей недостаточно. Модель массы образует определение массы составных частей аппарата. Эта модель дает возможность более точного значения взлетной массы.

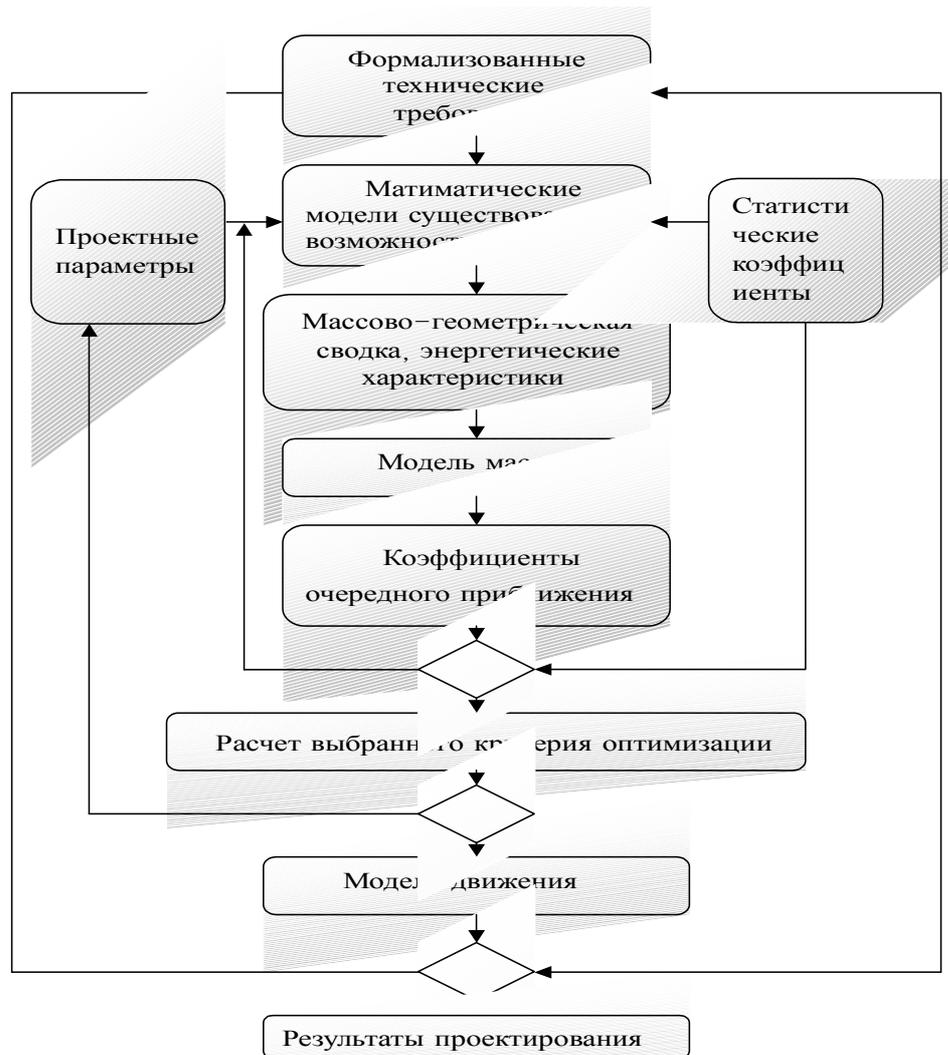


Рис1. Схема автоматизированного проектирования.

### Постановка задачи

Найти оптимальные значения основных проектных параметров  $\mu_i$ ,  $n_i$  АВВП, максимизирующих критерий качества массы полезной нагрузки  $\mu_{ПН}$  при заданной дальности, скорости и высоты полета.

$$\tilde{\mu}_{ПН} = \max_{\{\mu_i\}} \mu_{ПН}$$

$$i = 1, 2, \dots, n$$

где  $\tilde{\mu}_{ПН}$  - максимальное значение относительной массы полезной нагрузки.

Итак, мы сформулируем задачу выбора оптимальных проектных параметров АВВП следующим образом:

$$\tilde{\mu}_{ПН} = \max_{\left\{ \begin{matrix} \mu_{топ}, \\ n_0^{марш}, n_0^{взл} \end{matrix} \right\}} \left( 1 - \frac{\mu_{топ} + \gamma_{марш} \cdot n_0^{марш} + \gamma_{взл} \cdot n_0^{взл} \cdot \beta}{1 - \alpha_{констр}} \right)$$

$$\text{при } L - L_{\max} = 0, V - V_{\max} = 0, H - H_{\max} = 0$$

Получено выражение для критерия качества относительной массы полезной нагрузки  $\mu_{ПН}$  в проектный параметр  $\mu_T$ . Коэффициенты  $\alpha_{кон}$ ,  $\gamma_{марш}$ ,  $\gamma_{взл}$  представляют собой статистические значения, известные из прошлого опыта самолетов вертолетостроения. Основными проектными параметрами в рассматриваемой задаче будут  $\mu_T$ ,  $n_0^{взл}$ ,  $n_0^{марш}$ ,  $\beta$ , но поскольку значение тяги определяется на основе знания значений  $n_0^{взл}$  и  $n_0^{марш}$ , то параметр  $\beta$  является вторичным параметром, а также учитывая, что прямо он не входит ни в одно из рассматриваемых ниже уравнений возможности, то мы его в качестве основного проектного параметра не рассматриваем. В общем случае проектные параметры связаны с дальностью полета, а также со скоростью крейсерского полета и его высотой.

В условиях постановки конкретной проектной задачи ограничения могут быть представлены не полностью, так может быть задана только дальность, а высота и скорость могут быть получены в процессе решения проектной оптимизационной задачи.

Можно предложить и рассмотреть решения нескольких проектных задач, когда задано только одно ограничение или два ограничения. При этом не при всех постановках возможно получение решения. Это требует специального исследования. Дополнительные ограничения являются источником уравнений, связывающих между собой основные проектные параметры, что дает возможность получить однозначное проектное решение

Таблица 2.

Варианты постановок задачи

	Исходные данные		
	L	V, L	V, L, H
Вариант задачи	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3
Возможность решения	Решения нет	Решение есть	Решение есть

### Уравнение связи

Уравнение связи характеризует процесс функционирования АВВП, задаваемыми требованиями и проектными параметрами. Существование количества конечных формул позволяют определить зависимость отдельных характеристик аппарата в функции основных проектных параметров. Уравнение связи для решения задачи по выбору основных проектных параметров АВВП с помощью неопределенных множителей Лагранжа будем рассматривать

уравнение для максимальной дальности полета, максимальной крейсерской скорости полета и максимальной высоте маршевого полета.

$$\begin{aligned} L_{\max}(\mu_i) - L_{\max}^{\text{дон}} &= 0; \\ V_{\text{крейс}}(\mu_i) - V_{\text{крейс}}^{\text{дон}} &= 0; \\ H_{\text{марш}}(\mu_i) - H_{\text{марш}}^{\text{дон}} &= 0; \\ i &= 1, 2, \dots, n \end{aligned}$$

Уравнение для дальности полета является при выборе основных проектных параметров АВВП и необходимо свяжется с запасом топлива. Остальные уравнения составляет небольшую часть от топлива

$$L_K = \frac{3600 \cdot V \cdot K}{C_e \cdot g_0} \cdot \ln \frac{1}{1 - \mu_T} \quad \text{- Уравнение для дальности}$$

$$V = \frac{3600 \cdot K}{C_e} \cdot \left( n_0 - \frac{\cos \theta}{K} - \sin \theta \right) \cdot \ln \frac{1}{\mu_T} \quad \text{- Уравнение для скорости}$$

$$H = \left( \frac{3600 \cdot K}{C_e} \right)^2 \cdot \left( n_0 - \frac{\cos \theta}{K} - \sin \theta \right) \cdot \sin \theta \cdot \ln^2 \mu_T \quad \text{- Уравнение для высоты}$$

Где

$L_K$  - максимальная дальность полета реактивного АВВП, м;

$V$  - скорость установившегося горизонтального полета, м/с;

$K = \frac{C_Y}{C_X}$  - аэродинамическое качество АВВП;

$C_e$  - традиционная величина удельного расхода топлива, кг/чН;

$g_0$  - ускорение свободного падения, м/с<sup>2</sup>;

$\mu_T$  - относительный запас рабочего топлива в АВВП.

### **Метод неопределенных множителей Лагранжа**

Решение этой задачи можно получить с помощью метода неопределенных множителей Лагранжа. Лагранж предложил метод, который позволяет решение задачи поиска экстремума функции с уравнениями связи свести к задаче поиска экстремума вспомогательной функции, в которую входят как основная функция, так и уравнения связи.

$$\begin{aligned} F &= \mu_{\text{ПН}} + \lambda_1 \cdot (L - L_{\max}) + \lambda_2 \cdot (V - V_{\max}) + \lambda_3 \cdot (H - H_{\max}) + \\ &+ \int_{t_1}^{t_2} \left[ \Lambda_1 (\dot{V} \cos \varphi - V) + \Lambda_2 (\dot{V} \sin \varphi - g_0 - H) + \Lambda_3 (V - H) + \Lambda_4 (V - L) \right] \cdot dt, \end{aligned}$$

$$i = 1, 2, \dots, n \quad j = 1, 2, 3$$

где  $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$  - неопределенные множители Лагранжа, подлежащие определению наравне с основными проектными параметрами.

Согласно записи функции  $F$  видно, что ее экстремум совпадает с экстремумом основной функции  $\tilde{\mu}_{PH}$ , когда удовлетворяются условия, описываемые уравнениями связи, т.е. дополнительные члены уравнения обращаются в ноль.

Условием экстремума функции  $F(\mu_i, \lambda_j)$ , максимальное значение, которой мы ищем, будет равно нулю частным производным ее по неизвестным  $\mu_i$  ( $i=1,2,\dots,n$ ) параметрам и неопределенным множителям  $\lambda_j$  ( $j=1,2,\dots,N$ ), т.е.

$$\begin{cases} \frac{\partial F}{\partial \mu_i} = 0, (i = 1, 2, \dots, n). \\ \frac{\partial F}{\partial \lambda_j} = 0, (j = 1, 2, \dots, N). \end{cases}$$

$$F = \mu_{PH} + \lambda_1 \cdot (L - L_{\max}) + \lambda_2 \cdot (V - V_{\max}) + \lambda_3 \cdot (H - H_{\max}),$$

Тогда

$$\left\{ \begin{array}{l}
f_1 = \frac{\partial F}{\partial \mu_{mon}} = \frac{\partial \mu_{III}}{\partial \mu_{mon}} + \lambda_1 \cdot \frac{\partial L}{\partial \mu_{mon}} + \lambda_2 \cdot \frac{\partial V}{\partial \mu_{mon}} + \lambda_3 \cdot \frac{\partial H}{\partial \mu_{mon}} = 0; \\
f_2 = \frac{\partial F}{\partial \mu_{mon}^{63l}} = \frac{\partial \mu_{III}}{\partial \mu_{mon}^{63l}} + \lambda_1 \cdot \frac{\partial L}{\partial \mu_{mon}^{63l}} + \lambda_2 \cdot \frac{\partial V}{\partial \mu_{mon}^{63l}} + \lambda_3 \cdot \frac{\partial H}{\partial \mu_{mon}^{63l}} = 0; \\
f_3 = \frac{\partial F}{\partial n_0^{63l}} = \frac{\partial \mu_{III}}{\partial n_0^{63l}} + \lambda_1 \cdot \frac{\partial L}{\partial n_0^{63l}} + \lambda_2 \cdot \frac{\partial V}{\partial n_0^{63l}} + \lambda_3 \cdot \frac{\partial H}{\partial n_0^{63l}} = 0; \\
f_4 = \frac{\partial F}{\partial n_0^{марш}} = \frac{\partial \mu}{\partial n_0^{марш}} + \lambda_1 \cdot \frac{\partial L}{\partial n_0^{марш}} + \lambda_2 \cdot \frac{\partial V}{\partial n_0^{марш}} + \lambda_3 \cdot \frac{\partial H}{\partial n_0^{марш}} = 0; \\
f_5 = \frac{\partial F}{\partial \lambda_1} = L - L_{max} = 0; \\
f_6 = \frac{\partial F}{\partial \lambda_2} = V - V_{крейс} = 0; \\
f_7 = \frac{\partial F}{\partial \lambda_3} = H - H_{крейс} = 0.
\end{array} \right.$$

Подставляя полученные выражения для производных в уравнения системы получим:

Проанализируем уравнения полученной системы:

$$\left\{ \begin{array}{l} f_1(\mu_{\text{нн}}, \mu_{\text{нн}}^{\text{вн}}, n_0^{\text{нн}}, \lambda_1) = 0; \\ f_2(\mu_{\text{нн}}, \mu_{\text{нн}}^{\text{вн}}, n_0^{\text{нн}}, n_0^{\text{вн}}, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3) = 0; \\ f_3(\mu_{\text{нн}}^{\text{вн}}, \lambda_2, \lambda_3) = 0; \\ f_4(\mu_{\text{нн}}, \mu_{\text{нн}}^{\text{вн}}, n_0^{\text{нн}}, \lambda_1) = 0; \\ f_5(\mu_{\text{нн}}, \mu_{\text{нн}}^{\text{вн}}, n_0^{\text{нн}}) = 0; \\ f_6(\mu_{\text{нн}}^{\text{вн}}, n_0^{\text{вн}}) = 0; \\ f_7(\mu_{\text{нн}}^{\text{вн}}, n_0^{\text{вн}}) = 0. \end{array} \right.$$

Эти условия могут изменяться в зависимости от набора уравнений возможности. Уравнения возможности с учетом изложенного могут применяться в следующих вариантах.

**Вариант 1.** Используется одно уравнение возможности  $L - L_{\text{max}} = 0$

При постановке этой задачи используются выражения для дальности системы уравнений

$$\left\{ \begin{array}{l} f_1(\mu_{\text{нн}}, \mu_{\text{нн}}^{\text{вн}}, n_0^{\text{нн}}, \lambda_1) = 0; \\ f_2(\mu_{\text{нн}}, \mu_{\text{нн}}^{\text{вн}}, n_0^{\text{нн}}, \lambda_1) = 0; \\ f_4(\mu_{\text{нн}}, \mu_{\text{нн}}^{\text{вн}}, n_0^{\text{нн}}, \lambda_1) = 0; \\ f_5(\mu_{\text{нн}}, \mu_{\text{нн}}^{\text{вн}}, n_0^{\text{нн}}) = 0; \end{array} \right.$$

Получаем 4 уравнения с 4 неизвестными, но эти уравнения показывают на несовместимость. Следовательно, решение задачи отсутствует.

**Вариант 2.** Используется уравнение возможности  $L - L_{\text{max}} = 0, V - V_{\text{max}} = 0$

При постановке этой задачи используются выражения для дальности и скорости системы уравнений

$$\left\{ \begin{array}{l} f_1(\mu_{\text{м}}, \mu_{\text{м}}^{\text{от}}, n_0^{\text{марш}}, \lambda_1) = 0; \\ f_2(\mu_{\text{м}}, \mu_{\text{м}}^{\text{от}}, n_0^{\text{марш}}, n_0^{\text{взл}}, \lambda_1, \lambda_2) = 0; \\ f_3(\mu_{\text{м}}^{\text{от}}, \lambda_2) = 0; \\ f_4(\mu_{\text{м}}, \mu_{\text{м}}^{\text{от}}, n_0^{\text{марш}}, \lambda_1) = 0; \\ f_5(\mu_{\text{м}}, \mu_{\text{м}}^{\text{от}}, n_0^{\text{марш}}) = 0; \\ f_6(\mu_{\text{м}}^{\text{от}}, n_0^{\text{взл}}) = 0; \end{array} \right.$$

**Вариант 3.** Используется уравнение возможности  $L - L_{\text{max}} = 0$ ,  $V - V_{\text{max}} = 0$ ,  $H - H_{\text{max}} = 0$

При постановке этой задачи используются выражения для дальности, скорости и высоты полета системы уравнений. Получили систему из семи уравнений с семью неизвестными, совместное решение которых позволяет определить набор основных оптимальных проектных параметров реактивного аппарата вертикального взлета и посадки.

$$\begin{aligned} \left[ \mu_{\text{м}}^{\text{от}} \right] &= 1 - \alpha \left[ \frac{H_{\text{взл}} \cdot (C_{\text{л}}^{\text{от}})^2}{2 \cdot \gamma_{\text{марш}} \cdot L_{\text{взл}} \cdot \mu_{\text{м}}^{\text{от}} \cdot C_{\text{д}}^{\text{от}}} \right] \\ \left[ \mu_{\text{м}} \right] &= \frac{\gamma_{\text{марш}} \cdot C_{\text{д}}^{\text{от}}}{2 \cdot \gamma_{\text{марш}} \cdot L_{\text{взл}} \cdot \mu_{\text{м}}^{\text{от}} \cdot C_{\text{д}}^{\text{от}}} \cdot \frac{2 \cdot H_{\text{взл}} \cdot (C_{\text{л}}^{\text{от}})^2}{\mu_{\text{м}}^{\text{от}} \cdot C_{\text{д}}^{\text{от}}} \\ \left[ \mu_{\text{м}}^{\text{от}} \right] &= 1 - \gamma_{\text{марш}} \cdot \frac{H_{\text{взл}} \cdot (C_{\text{л}}^{\text{от}})^2}{L_{\text{взл}} \cdot C_{\text{д}}^{\text{от}} \cdot \mu_{\text{м}}^{\text{от}}} \\ \left[ \mu_{\text{м}} \right] &= \frac{\gamma_{\text{марш}} \cdot H_{\text{взл}} \cdot (C_{\text{л}}^{\text{от}})^2}{L_{\text{взл}} \cdot C_{\text{д}}^{\text{от}} \cdot \mu_{\text{м}}^{\text{от}}} \cdot \frac{1}{1 - \mu_{\text{м}}^{\text{от}} - \gamma_{\text{марш}} \cdot \frac{H_{\text{взл}} \cdot (C_{\text{л}}^{\text{от}})^2}{L_{\text{взл}} \cdot C_{\text{д}}^{\text{от}} \cdot \mu_{\text{м}}^{\text{от}}}} \end{aligned}$$

Соответствующий этим оптимальным значениям максимум относительной полезной нагрузки  $\tilde{\mu}_{\text{ПН}}$  может быть найден после вычисления значений проектных параметров  $\left[ n_0^{\text{взл}} \right]^{\text{opt}}$ ,

$$\left[ \mu_{\text{Т}}^{\text{взл}} \right]^{\text{opt}}, \left[ n_0^{\text{марш}} \right]^{\text{opt}}, \left[ \mu_{\text{Т}}^{\text{марш}} \right]^{\text{opt}}$$

$$\tilde{\mu}_{\text{ПН}} = \max_{\left\{ \begin{array}{l} \mu_{\text{топ}}, \\ n_0^{\text{марш}}, n_0^{\text{взл}} \end{array} \right\}} \left( 1 - \frac{\mu_{\text{топ}} + \gamma_{\text{марш}} \cdot n_0^{\text{марш}} + \gamma_{\text{взл}} \cdot n_0^{\text{взл}} \cdot \beta}{1 - \alpha_{\text{констр}}} \right)$$

Итак, решение задачи по выбору оптимальных проектных параметров в постановке задачи № 3 возможно при использовании выражений для дальности и скорости в соответствии с уравнением возможно. При решении получены аналитические выражения для оптимальных проектных параметров и максимального значения  $\tilde{\mu}_{\text{ПН}}$ .

Исходные данные АВВП при моделировании представлены в таблице 3.

Исходные данные АВВП	
Максимальная скорость полета	550 км/ч
Максимальная дальность	3000 м
Критическая высота	1500 м
Аэродинамическое качество	15
Удельный расход топлива при взлете	3 кг/чдаН
Удельный расход топлива при ГП	0,6 кг/чдаН
Угол движения полета до ГП	20

Оптимальные параметры	
Относительная масса топлива для маршевого полета	0,304
Относительная масса топлива для взлета	0,011
Маршевая тяговооруженность	0,37
Взлетная тяговооруженность	1,13
Относительная масса полезной нагрузки	0,167

***Влияние основных проектных параметров на летно-технические характеристики  
АВВП***

Графики позволяют задать технические требования к проектируемому АВВП. На рис 2. представлена зависимость относительной массы полезной нагрузки от маршевой тяговооруженности и относительной массы топлива. Видно что, например, маршевая тяговооруженность 0.3, при относительной массе топлива 0.27, соответствует относительная масса полезной нагрузки 0.15

Область применения относительной массы полезной нагрузки  $0 < \mu_{ПН} < 0,35$

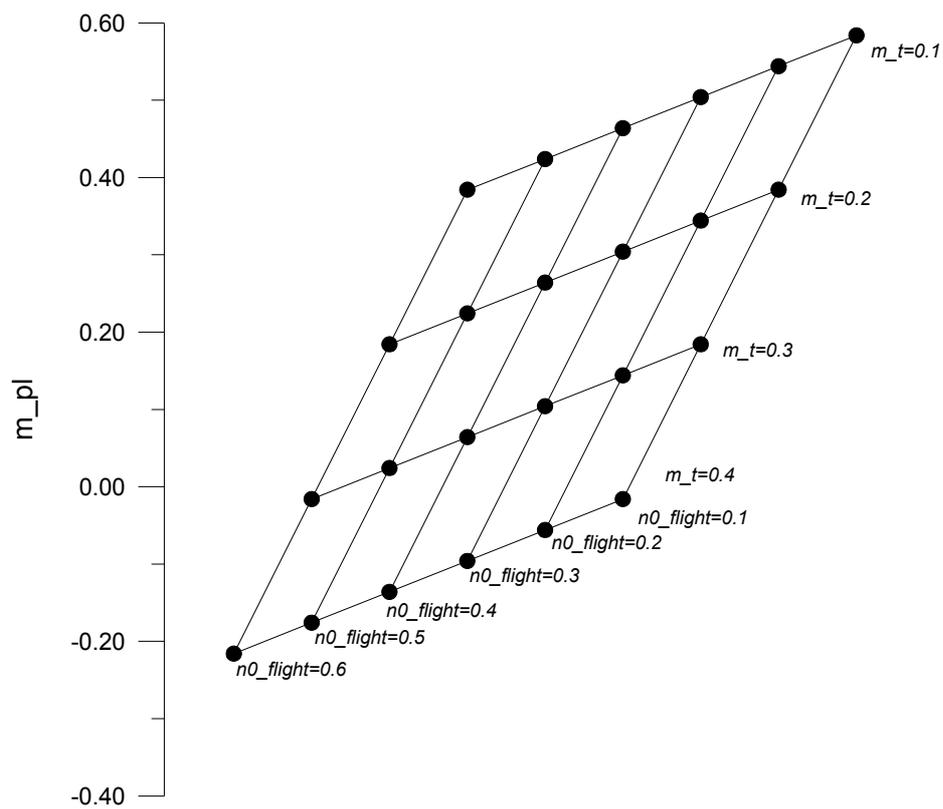


Рис 2. Зависимость относительной массы полезной нагрузки от маршевой тяговооруженности и относительной массы топлива.

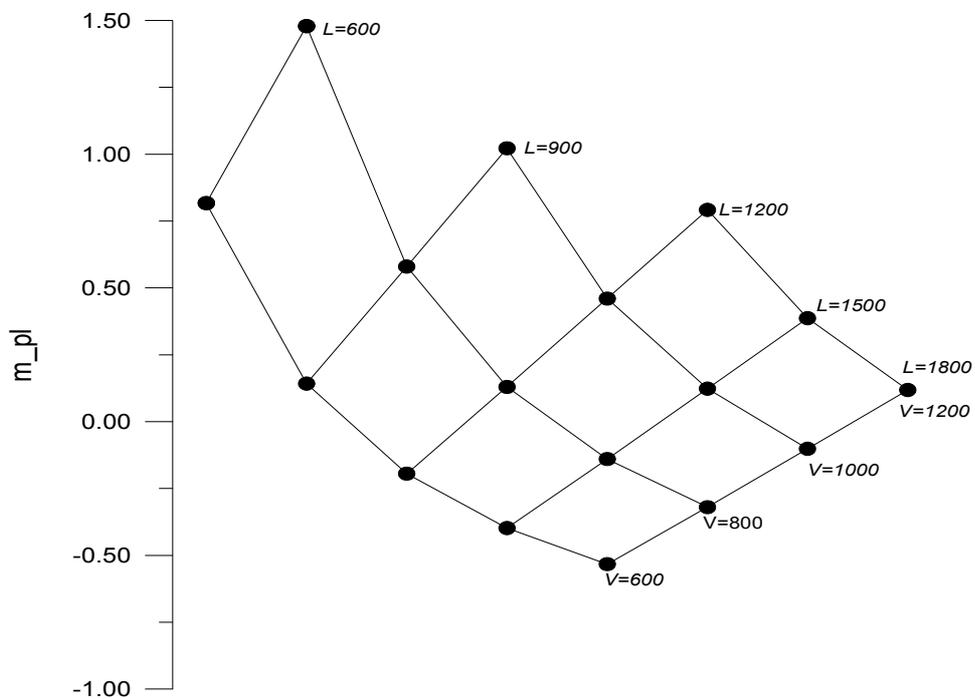


Рис3. Зависимость относительной массы полезной нагрузки от дальности полета и скорость маршевого полета.

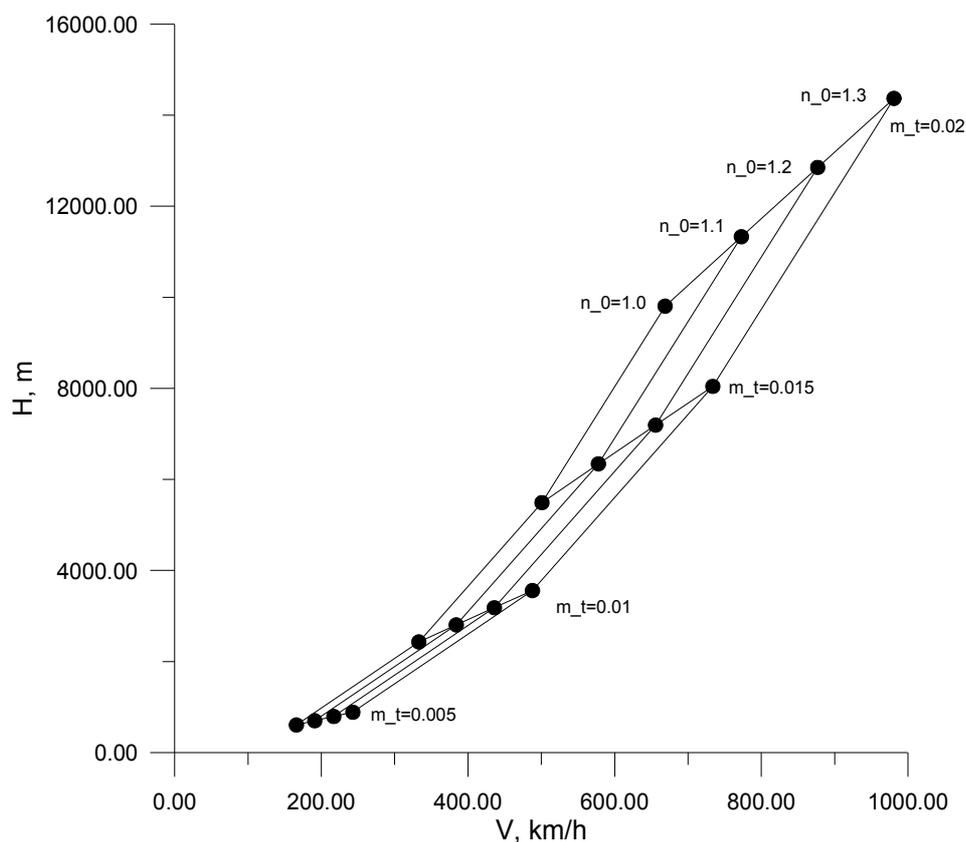


Рис.4. Зависимость крейсерской скорости  $V$ , и высоты маршевого полета  $H$  от варьируемых параметров относительной массы топлива  $\mu_T^{621}$  и взлетной тяговооруженности  $n_0^{621}$

Зависимость позволяет задать технические требования к проектируемому АВВП. Рассмотренная зависимость позволяет заказчику формировать ТТ, касающиеся назначения величин крейсерской скорости и маршевой высоты полета. Для разработчика АВВП подобные графики могут служить для первичной экспертизы ТТ, получаемых от заказчика относительно требуемых значений  $VH_{КРМАРШ}$ .

Приведенные на рисунке кривые построены в диапазоне скоростей  $V_{КР}$  от 150 до 1000 км/ч и для высот  $H_{МАРШ}$  от 550 до 15000м. Исследования показали, что практически важные и реальные значения взлетной тяговооруженности  $n_0^{БЗЛ}$ , анализируемой в пределах от 1,0 до 1,3, а также при относительном запасе топлива на взлете, лежат в пределах от 1.5 до 2.3% от взлетной массы.

## ***Выводы***

В работе разработана математическая модель, включающая обобщенное уравнение существования, показывающее связь критерия оптимальности относительной массы полезной нагрузки  $\mu_{ПН}$  с основными проектными параметрами, и уравнение возможности, описывающее связь летных характеристик (V, H, L) и проектных параметров АВВП. На основе предложенной математической модели сформулирована задача оптимизации основных проектных параметров с ограничениями и получено аналитическое решение задачи, выражения для дальности, скорости и высоты полета в зависимости от основных проектных параметров.

Полученные результаты показывают, что автоматизированное проектирование АВВП обеспечивает соответствие конструктивных коэффициентов конструктивным коэффициентам разрабатываемого АВВП, летных характеристик летным характеристикам, задаваемым в технических требованиях. Применение метода неопределенных множителей Лагранжа дает возможность получить аналитические зависимости основных проектных параметров от летных характеристик, а зависимость оптимального значения критерия относительной массы полезной нагрузки АВВП от основных проектных параметров. Аналитические выражения, полученные при анализе движения АВВП позволяют анализировать влияние проектных параметров на летные характеристики.

Предложенная методика выбора ОПП и технических характеристик АВВП является достаточно универсальной для рассматриваемого класса аппаратов и инвариантна к различным конструктивно-компоновочным схемам. Она отражает многоуровневый, итерационный и оптимизационный характер процесса проектирования АВВП.

## ***Список литературы***

1. В.П. Мишин. Об одном из направлений дальнейшего совершенствования авиации.// Вестник МАИ Том1. №1. 1994.- с.11-19
2. В.Н. Гущин. Информационно-компьютерная технология (ИК-технология) разработок летательных аппаратов. Жуковский: Авиационный Печатный Двор, 2001.- 248 с.
3. Володин.В.В,Лисейцев Н.К,Максимович В.З. Особенности проектирования реактивных самолетов вертикального взлета и посадки. Под ред. С.М. Егера. –М.: Машиностроение, 1985.- 224 с.
4. Курочкин Ф.П. Проектирование и конструирование самолетов с вертикальным взлетом и посадкой. -М: Машиностроение, 1977.- 224 с.
5. Курочкин Ф.П. Основы проектирования самолетов с вертикальным взлетом и посадкой. -М: Машиностроение, 1970.-352 с.
6. Шейнин В.М. Теория весового проектирования пассажирских самолетов. В кн. «Теория и

практика проектирования самолетов», -М.: Наука, 1976.

7. В.Н. Гуцин, Позднякова Н.И. Метод оптимизации реактивного самолета вертикального взлета и посадки // Полет. 2003, № 8. - с. 41-49
8. А.И. Матвеев, В.Б. Абидин. Особенности сравнительной оценки массовых характеристик самолетов короткого взлета и вертикальной посадки и обычного взлета и посадки. // Полет. - 2003, №12. – с. 40-44.
9. А.И. Матвеев, В.Б. Абидин. Влияние особенностей оперативного базирования на пространственно-временные характеристики истребителей обычного взлета и посадки и короткого взлета и вертикальной посадки. // Полет. - 2004, №2. – с. 54-60.

---

#### СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

*Ким КванХэ, аспирант кафедры космические системы и ракетостроение Московского авиационного института (государственного технического университета),*

*Безвербый Виталий Константинович, профессор кафедры космические системы и ракетостроение Московского авиационного института (государственного технического университета), д.т.н.*

*Гуцин Виталий Николаевич, профессор кафедры космические системы и ракетостроение Московского авиационного института (государственного технического университета), д.т.н.*