

**ТЕХНОЛОГИЯ ОБОСНОВАНИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЛИКА
ДИСКОВИДНЫХ СВВП (ДЛА)**

А. И. Голубева

Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова

Предлагаемая технология включает в себя несколько основных разделов:

- алгоритм формирования технического облика ДЛА различного целевого назначения – на базе расчета проектных параметров;
- метод обоснования требований к алгоритмам управления ДЛА различного целевого назначения;
- алгоритм обоснования требований к двигательной установке ДЛА;
- алгоритм обоснования компоновки и органов управления ДЛА.

Здесь рассматривается только пункт 1.

Тактико-технические требования. Основные проектные параметры

Укажем, что схемы и конструктивные решения зависят от назначения аппарата. Рассматриваем два варианта ДЛА:

I. Предназначенный для перевозки тяжелых грузов в труднодоступные регионы, не имеющие оборудованных аэродромов.

II. Более легкий высокоманевренный аппарат, который может использоваться при аварийно-спасательных работах, пожаротушении, для посадки на движущиеся объекты и др.

Таким образом, работа состоит из двух частей. Данные материалы содержат только первую часть, посвященную грузовому аппарату, а также некоторую информацию о маневренном аппарате.

Представим описание конструктивной схемы грузового варианта ДЛА.

Летательный аппарат в форме горизонтального диска, состоящий из центральной несущей части и установленным вертикально вдоль оси диска турбовентиляторным блоком. Под несущей конструкцией (один из вариантов - над ней) размещены два турбореактивных двигателя.

Тактико-технические требования к заданию на проектирование ДЛА:

- дальность полета – 1400 – 1500 км;
- полезная нагрузка – 50 т (+ за счет изменения запасов топлива);
- рабочая высота – 7 км;
- скорость полета на маршевом участке – 500 км/ч.

На основе ТТТ следует определить:

- аэродинамическую схему;
- потребную маршевую и потребную подъемную тяговооруженности;
- взлетную массу;
- максимальную скорость на рабочей высоте;
- весовой баланс;
- параметры силовой установки;
- нагрузку на несущий винт и на крыло;
- геометрические размеры.

Выбор аэродинамической схемы. Аэродинамические характеристики

Рассматривается грузовой транспортный ДЛА, $V_{\text{марш}} = 500$ км/ч ($M \approx 0,4$). По сути обычный самолет, но с дисковым крылом, которое выполняет одновременно функции крыла и фюзеляжа. Профиль крыла несимметричен относительно хорды, а сам аппарат обладает осевой симметрией. Считаем, что верхнее отверстие зарешечено.

Необходимо определить полярку самолета $C_y(C_x)$, зависимости $C_y(\alpha)$, $C_x(\alpha)$ и аэродинамического качества $K(\alpha)$.

Результаты расчетов зависимостей $C_y(\alpha)$, $C_x(\alpha)$, $C_y(C_x)$ и $K(\alpha)$ представлены на рис. 1 – 4.

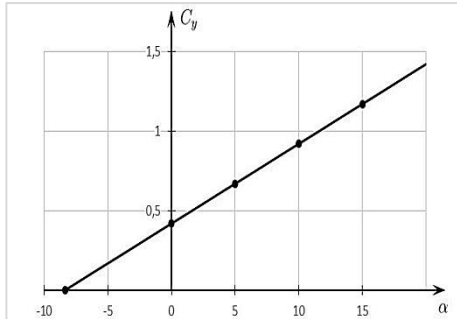


Рис. 1. Зависимость $C_y(\alpha)$

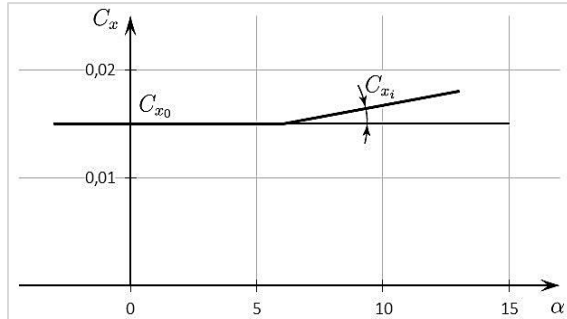


Рис. 2. Зависимость $C_x(\alpha)$

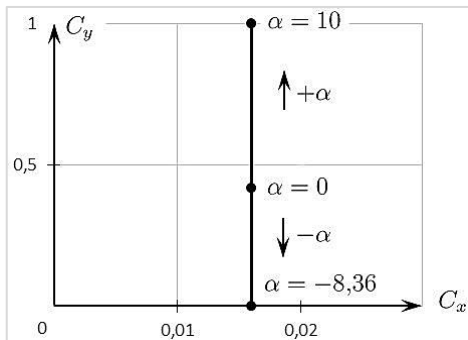


Рис. 3. Поляра ДЛА

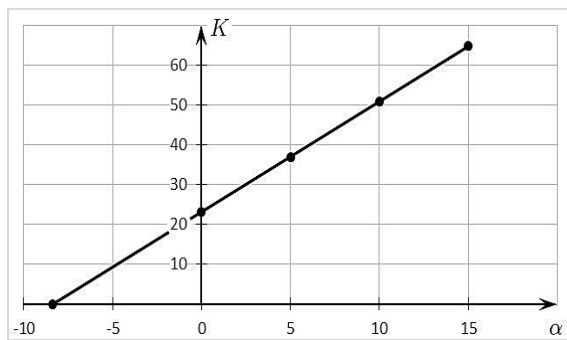


Рис. 4. Зависимость $K(\alpha)$

Известно, что коэффициент лобового сопротивления C_x представляют в виде двух составляющих, одна из которых обусловлена свойствами вязкости и сжимаемости воздуха и соответствует сопротивлению без учета подъемной силы C_{x0} (включая профильное сопротивление и волновое сопротивление), а другая часть обусловлена подъемной силой самолета - коэффициент индуктивного сопротивления. По предварительным оценкам, индуктивное сопротивление для такой формы крыла незначительно, несмотря на малое значение $\lambda = \frac{4}{\pi} = 1,27$. А волновое сопротивление на рабочих скоростях полета ДЛА ($M \leq 0,4$) не проявляется.

Кроме того, было принято во внимание, что у ДЛА отсутствует фюзеляж и вертикальное оперение.

При малых углах атаки можно принять $C_x(\alpha) = C_{x0} = 0,014-0,018$ с учетом осредненного индуктивного сопротивления. На наш взгляд, значение C_{x0} несколько завышено.

Кривая потребных тяг Жуковского. Тяговооруженность

При построении кривой потребных тяг на маршевом участке примем, что полет осуществляется при нормальных атмосферных условиях при $H = 0$. Полетный вес равен взлетному: $G = G_0$.

Для ДЛА минимальной скоростью является $V_{\min} = 0$ - режим висения. Этот режим используется только на взлете. При построении кривой потребных тяг V_{\min} считаем ту скорость, при которой подъемная сила крыла является достаточной для удержания самолета, а подъемный двигатель может быть выключен. На участке марша потребную тягу обеспечивают два маршевых ТРД.

Известно, что потребная тяга в горизонтальном полете: $P_{\text{потребная марш}} = \frac{G}{K}$,

а потребная маршевая тяговооруженность: $ТВ_{\text{марш}} = \frac{l}{K}$.

Используя зависимости $K(\alpha)$, $C_y(C_x)$, $C_y(\alpha)$, $C_x(\alpha)$, а также рассчитав $\alpha_{\text{потр}}(V)$, построим кривую $P_{\text{потр}}(V)$.

Аэродинамика данного конкретного аппарата такова, что на маршевой скорости 500 км/ч потребный угол атаки $\alpha_{\text{потр}} \approx 0$, $K = 23,22$. Маршевая тяговооруженность: $ТВ_{\text{потребная марш}} = 0,043$.

Для сравнения на дозвуковой скорости полета потребная минимальная тяговооруженность обычных СВВП составляет 0,08–0,13.

При разгоне с ускорением $\frac{dV}{dt}$ под углом θ к горизонту потребная тяговооруженность:

$$ТВ_{\text{марш}} = \frac{l}{K} + \sin \theta + \frac{1}{y} \frac{dV}{dt}.$$

Как видно по кривой потребных тяг, здесь нет обычных I и II режимов полета.

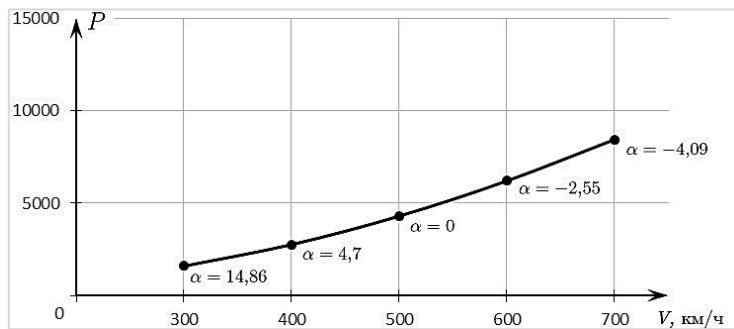


Рис. 5. Кривая потребных тяг

Примем в качестве $V_{\text{кс}} = 500$ км/ч при $\alpha = 0$. При $V > V = 500$ км/ч α принимает отрицательное значение и качество падает, потребная тяга растет; а при $V < 500$ км/ч α растет, качество сильно возрастает, потребная тяга падает. Но использовать эти режимы следует только на взлете или для маневренного варианта ДЛА; при $V = 300$ км/ч, $\alpha_{\text{потр}} \sim 15^\circ$, т.е. это предельное значение α .

Как уже было сказано, СУ ДЛА являются ТРД с подъемным турбовентилятором. Турбовентилятор — агрегат вертикальной тяги, приводимый во вращение энергией отработавших газов ТРД, которые выполняют роль газогенераторов. После турбины ТРД горячий газ по трубопроводам попадает на лопатки турбовентилятора. ТРД (газогенератор) вместе с турбовентиляторным агрегатом по существу представляет собой двухконтурный двигатель с большой степенью двухконтурности. На режимах подъема и висения мощность маршевых ТРД полностью отбирается на турбину вентилятора, при этом тяга вентилятора в 2,5–3 раза превышает тягу газогенератора (ТРД) без увеличения расхода топлива. Можно установить два небольших ТРД, каждый с располагаемой максимальной тягой ~ 17 – 18 т, и они обеспечат тяговооруженность подъемного вентилятора $\sim 1,1$ – $1,2$.

Дальность и продолжительность полета

Известно, что техническая дальность полета $L_{\text{техн}}$ состоит:

$$L_{\text{техн}} = L_{\text{н}} + L_{\text{марш}} + L_{\text{сн}},$$

где $L_{\text{н}}$ — дальность набора с минимальным километровым расходом топлива; $L_{\text{марш}}$ — дальность полета по маршруту; $L_{\text{сн}}$ — дальность снижения, соответствующая минимальному километровому расходу топлива.

Соответственно уравнение расхода топлива m_T имеет вид:

$$m_{\text{техн}} = m_{\text{тн}} + m_{\text{тмарш}} + m_{\text{тсн}}$$

Техническая дальность не реализуется т.к. должен быть предусмотрен АНЗ. Кроме того, всегда остается некоторая невырабатываемая масса топлива $m_{\text{тнев}}$, а также часть топлива расходуется на опробывание двигателей перед взлетом – $m_{\text{тзем}}$. Все сказанное касается только маршевых двигателей. Расход топлива на взлет и посадку для ДЛА следует рассчитывать отдельно, т.к. на этих режимах используется подъемный двигатель.

Чтобы определить дальность и продолжительность полета по маршруту необходимо:

- знать часовой и километровый расходы топлива;
- выделить из общего запаса топлива, имеющегося на борту, часть для выполнения маршевого полета $m_{\text{т марш}}$.

Для самолетов с ТРД часовой расход топлива $c_{\text{ТРД}}$ вычисляется как: $c_{\text{ТРД}} = c_{\text{уд}} \cdot P_{\text{г.п.}}$.

где $c_{\text{уд}}$ – удельный расход топлива. Километровый расход $c_{\text{к}}$ связан с часовым зависимостью $c_{\text{к}} = c_{\text{р}}/V$, где V – путевая скорость в г. п. при отсутствии ветра. В качестве V в первом приближении примем $V_{\text{марш}} = 500$ км/ч. Если расход топлива в горизонтальном полете не превышает 30 % полетной массы самолета, то для приближенной оценки дальности и продолжительности полета можно использовать соотношения:

$$L_{\text{марш}} = \frac{m_{\text{т марш}}}{c_{\text{к}}},$$

$$t_{\text{марш}} = \frac{m_{\text{т марш}}}{C_{\text{ч}}^*},$$

где $C_{\text{к}}^*$ и $C_{\text{ч}}^*$ – километровый и часовой расходы, соответствуют среднему значению полетной массы самолета.

Если выделить 4000 кг топлива на г.п. на участке марша и принять $C_{\text{ч ТР}}=700$ км/ч, то дальность полета $L_{\text{марш}}=1429$ км, продолжительность $t_{\text{марш}}=0,5$ ч.

При этом на участке марша приближенно можно считать, что $G_{\text{полетное}}=G_0$, ввиду малого расхода топлива за полет. На участке марша достаточно 4 т топлива.

Как видно из расчетов, $L_{\text{марш}}$ соответствует дальности по ТТЗ. По нашему подходу, топлива на борту может быть ~ 30 т – на работу подъемного двигателя, на режим висения, на выполнение различных маневров.

Определение полетного веса аппарата и отдельных его частей

На начальном этапе проектирования весовой баланс может быть определен только приближенно. Полетный вес G состоит из веса полной нагрузки $G_{\text{н}}$ и веса пустого аппарата. Вес полной нагрузки $G_{\text{н}}$ состоит из веса топлива $G_{\text{т}}$ со смазочными материалами и веса полезной нагрузки $G_{\text{п.н.}}$. Для грузового ДЛА с максимальным 30 % запасом топлива, который может варьироваться от полета к полету с тем, чтобы увеличить вес перевозимого груза, можно объединить в одну полезную нагрузку и предусмотреть возможность изменения соотношения $G_{\text{п.н.}}$ и $G_{\text{т}}$ конструктивно.

Вес пустого аппарата состоит из:

- веса несущей конструкции;
- веса СУ (двигателя ТРД, турбины турбовентилятора, несущего винта, системы топливоподачи и др.);
- веса оборудования и системы управления.

В первом приближении взлетный вес аппарата можно определить по весу его полетной или полезной нагрузки, задаваясь согласно статистике СВВП коэффициентом весовой отдачи. Коэффициент технической весовой отдачи $K_{\text{т}}$ определяется как:

$$K_{\text{т}} = (G_{\text{п.н.}} + G_{\text{т}}) / G_0 \cdot 100 \%,$$

где G_0 – взлетный вес аппарата.

По данным статистики K_t у фюзеляжных (не ДЛА) СВВП составляет $\sim 28-38\%$. Так как у ДЛА отсутствуют части аппарата, которые есть у обычных СВВП, поэтому ориентировочно зададимся для ДЛА коэффициентом $K_t = 20-22\%$.

Ранее было принято $G_0 = 100$ т. Отсюда вес пустого аппарата

$$G_{\text{пустого}} = 20-22 \text{ т.}$$

По условиям ТТЗ $G_{\text{п.н.}} = 50$ т, тогда вес топлива $28 - 30$ т.

Геометрические размеры аппарата

По статистическим данным построенных образцов СВВП для подъемных вентиляторов удельная нагрузка на винт изменяется в пределах $1000-2500 \text{ кг/м}^2$. По тем же данным удельная нагрузка на единицу площади крыла $P_{\text{кр}}$ с двигателями ТРД изменяется в пределах $400-550 \text{ кг/м}^2$. Если принять $P_{\text{кр}} = 500 \text{ кг/м}^2$ при взлетном весе $G_0 = 100$ т, то можно вычислить потребную площадь крыла $S_{\text{кр}} = 200 \text{ м}^2$, размах крыла (диаметр диска) $l = 16$ м.

Взлет ДЛА. Определение потребной тяговооруженности

Движение ДЛА на взлете зависит от типа СУ. В рассматриваемом случае подъемный вентилятор расположен в центральном канале несущей конструкции, приводится во вращение турбиной, газы для работы которой поступают от маршевых двигателей по трубопроводам. В начале режима подъема мощность маршевых ТРД полностью отбирается на турбину вентилятора, разгон осуществляется за счет горизонтальной составляющей тяги, полученной от обдувки нижних лопаток струей воздуха, отбрасываемой вентилятором. По достижении необходимой скорости полета маршевые двигатели переключают на прямую тягу (т.е. турбовентилятор выключается), и дальнейший полет ДЛА осуществляется как обычный реактивный самолет. Следует заметить, что обдувка крыла винтом вентилятора значительно повышает подъемную силу на взлете.

Возможна другая технология взлета. Подъем с помощью подъемного двигателя до высоты, допустим, 25 м, висение на этой высоте, затем разгон на постоянной высоте с помощью маршевых двигателей при поддержке подъемным вентилятором до того момента, когда крыло будет в состоянии создавать подъемную силу необходимой величины. Затем переход в набор до высоты марша.

Максимальные значения потребной тяговооруженности определяются режимом вертикального подъема и режимом разгона при переходе от вертикального подъема к горизонтальному полету. На режиме вертикального подъема потребуются тяговооруженность в первом приближении

$$ТВ_{\text{подъем}} = 1 + \frac{1}{g} \cdot \frac{dV_y}{dt} + c,$$

где $\frac{dV_y}{dt}$ – величина потребного вертикального ускорения, c – коэффициент, учитывающий потери из-за влияния земли как экрана и потери в воздухозаборниках ($c = \frac{P_{\text{потерь}}}{G_0}$).

На режиме висения у земли $ТВ_{\text{висения}} > 1 + c$, небольшие значения вертикальной скорости V_y при вертикальном наборе высоты позволяют пренебречь сопротивлением воздуха – вертикального потока.

Если взять за основу высоту вертикального взлета 25 , то для ее достижения за $7 - 10$ с потребная тяговооруженность составит $ТВ_{\text{подъем}} = 1,05 - 1,1$ при отсутствии потерь и для стандартных атмосферных условий. Как было показано ранее, именно такая тяговооруженность при $G_{\text{взл}} = 100$ т может быть обеспечена работой на взлетном режиме двух маршевых двигателей с максимальной тягой по 18 т через турбовентилятор.

Сводка технических характеристик грузового транспортного ДЛА

Дальность	~ 1500 км.
Маршевая скорость	~ 500 км/ч.
Высота полета	~ 7 км.

Силовая установка: два маршевых двигателя ТРД с максимальной располагаемой тягой каждый по ~18 т (при $H = 0$) и подъемный турбовентилятор.

Взлетный вес	– 100 т.
Потребная маршевая тяговооруженность	– 0,043.
Потребная подъемная тяговооруженность	~1,1–1,2.
Полная нагрузка	– 75–80 т.
полезная нагрузка	– 50 т;
вес топлива	– 25–30 т.
Потребная масса топлива на участке марша	~ 4 т.
Нагрузка на крыло	– 500 кг/м ² .
Размах крыла (диаметр диска)	– 16 м.
Площадь крыла	– 200 м ² .

О маневренном ДЛА

Рассматривался маневренный ДЛА с двумя поворотными маршевыми ТРД и подъемным турбовентилятором.

Поворот вектора тяги маршевых двигателей осуществляется в плоскости крыла с помощью специального устройства, что и обеспечивает высокую маневренность в горизонтальной плоскости.

Назначение такого ДЛА – аварийно-спасательные работы, пожаротушение, дозаправка транспортных самолетов в воздухе и другие ситуации, где требуется большая грузоподъемность и высокая маневренность.

Составлена система уравнений движения ДЛА и программа в среде «Mathcad».

Ставилась задача исследовать особенности стандартных установившихся и переходных режимов полета ДЛА, а также некоторые специальные маневры.

Рассматриваемый ДЛА имеет широкие возможности использования различных технологий полета и средств управления для обеспечения одних и тех же траекторий и решения одинаковых задач. Эти технологии различаются потребными энергозатратами и другими характеристиками, например, сложностью пилотирования.

В горизонтальной плоскости были промоделированы развороты на 90°, 180°, виражи, спирали на постоянной высоте и с изменением скорости и высоты с использованием различных средств: крена, поворотов тяги ТРД, тяги подъемного двигателя и их комбинаций. Показано, что ДЛА имеет возможность резкого ухода вбок с траектории полета и быстрого изменения высоты. Ввиду высокого качества аппарата, которое объясняется отсутствием фюзеляжа, вертикального оперения и еще одной существенной составляющей аэродинамического сопротивления, большая часть маневров выполнялась с малым углом атаки.

Безфюзеляжный самолет вертикального взлета–посадки

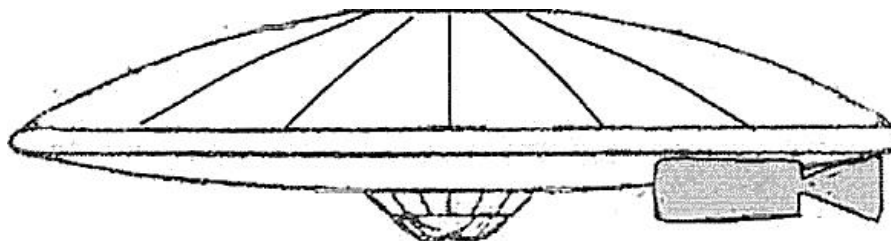


Рис. 1. Вид сбоку



Рис. 2. Вид сверху

Для грузового варианта ДЛА поворотное кольцо с кабиной не используется, т. е. кабина относительно крыла не разворачивается.

Библиографический список

1. Голубева А. И. Исследование динамики и управления маневром разворота в горизонтальной плоскости дискообразного летательного аппарата // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2014. №8(8). С. 49 – 52.

2. Голубева А. И. Исследование установившихся и переходных режимов полета маневренного безфюзеляжного самолета с изменяемым вектором тяги // В сб.: IX ОНПК «Инновационные технологии и технические средства специального назначения». Т.1. СПб: БГТУ «Военмех», 2017. С. 239 – 242.

УДК 81.92.17

СИСТЕМЫ НЕМЕДЛЕННОГО ТУШЕНИЯ ВОЗГОРАНИЙ И ЛОКАЛИЗАЦИИ ВСПЫШЕК, ВЗРЫВОВ НА ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ СТЕНДАХ АВИАЦИОННЫХ И РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ, ТАКЖЕ СТАРТОВЫХ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ И ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ ПОЛОС

В. Д. Захматов¹, М. В. Чернышов², А. Н. Ширшов³, А. В. Озеров⁴

¹Санкт-Петербургский университет государственной противопожарной службы МЧС России

²Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова

³ООО «НПО «Краснознаменец», Санкт-Петербург;

⁴ООО «Зола», Санкт-Петербург.

До настоящего времени несмотря на большие затраты нет систем пожаротушения и локализации взрыва работающих эффективно на испытательных стендах авиационных и ракетных двигателях, а также на стартовых ракетных комплексах. Основной причиной является техническая и моральная устарелость традиционных гидравлических и пневматических систем пожаротушения. Дальнейшие из модернизации включая пневмоимпульсные системы, разработки Германии, IFEX-3000, США, TSIS; Россия – Игла, ГИРС и гидравлические системы высокого давления фирмы Интервент, Швеция.