Методика расчета аэродинамических характеристик и винтомоторной группы для создания гибридных беспилотных летательных аппаратов типа "конвертоплан" с поворотными двигателями

Method of aerodynamic characteristics and engine-propeller combination calculation for hybrid unmanned aerial vehicles with rotary engines (convertible aircraft)

Присяжнюк / Prisyazhnuik A.
Андрей Сергеевич
(pas@itain.spb.ru)
кандидат технических наук.
ЗАО «Институт телекоммуникаций»,
исполнительный директор.
г. Санкт-Петербург

Черепанов / Cherepanov A.
Андрей Сергеевич
(cherepanov@itain.spb.ru)
ЗАО «Институт телекоммуникаций»,
начальник сектора разработки БПЛА.
г. Санкт-Петербург

Арефьев / Arefyev A.
Александр Дмитриевич
(arefev@itain.spb.ru)
ЗАО «Институт телекоммуникаций»,
инженер.
г. Санкт-Петербург

Храбан / Khraban A.
Александр Владимирович
(hraban@itain.spb.ru)
ЗАО «Институт телекоммуникаций»,
инженер.
г. Санкт-Петербург

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат – unmanned aerial vehicles; винтомоторная группа – engine-propeller combination; наземная станция управления – ground control station; летательный аппарат – aircraft; проектирование технического облика – conceptual design.

В статье представлена методика, алгоритм и математический аппарат для решения задачи определения и оптимизации технического облика БПЛА типа "конвертоплан". Представлена методика расчёта аэродинамических параметров, параметров винтомоторной группы, а также алгоритм оптимизации оборудования БПЛА, указаны используемые методы проектирования и оптимизации для решения технически сложных системных задач.

Methods, algorithm and mathematical tools for the problem of convertible type UAV conceptual design are presented. The calculation method for aerodynamic parameters, engine-propeller combination parameters, and also optimization algorithm for the UAV equipment is presented, the used design of and optimization methods for the solution of technically complex system tasks are specified.

Введение

Проектирование БПЛА, как и любой другой сложной технической системы, является комплексной задачей, проходящей все этапы жизненного цикла от возникновения идеи до конечной реализации.

Постановка задачи при проектировании летательных аппаратов является основным входным параметром и необходимым условием для всех последующих этапов разработки и требует наиболее пристального внимания.

Основными решаемыми задачами в ходе проектирования БПЛА типа "конвертоплан" являются:

– определение технического облика;

– выбор аэродинамической схемы;

– выбор типа и расположения винтомоторной группы (ВМГ);

– проведение комплексных исследований и расчетов по аэродинамической схеме и ВМГ;

– разработка технических и технологических решений по планеру;

– разработка предложений по составу бортового оборудования;

– разработка технических решений по автоматической системе управления;

– проведение исследований и разработка технических решений по наземной станции управления (НСУ);

– разработка технических решений по полезной нагрузке летного образца;

– разработка технических решений по технологическому оборудованию;

– определение критических технологий для реализации проекта.

Для определения технического облика БПЛА необходимо провести анализ сфер его применения, проанализировать конфигурации существующих летательных аппаратов, представляющие интерес в части применения технических решений в рамках проводимой разработки.

Применяемая при проектировании методика основана на методе экспертных оценок с последующим проведением многокритериальной интерактивной оптимизации группой экспертов.

Параметрическая оценка принятых решений производится на основе математического моделирования посредством специализированных программных пакетов. Построение методики проектирования позволяет поэтапно распределить процедуры решения конкретных задач в общей схеме сложной системы. Предлагаемая методика представлена на рис. 1.

Аэродинамическая схема

Пространство аэродинамических параметров, используемых для оптимизации аэродинамической схемы:

– вес;

– размах;

– удлинение;

– средняя аэродинамическая хорда (САХ);

– площадь;

– нагрузка на крыло;

– площадь элементов конструкции в миделе;

– коэффициент лобового сопротивления элементов конструкции;

– крейсерская и максимальная скорость полёта;

– время полёта;

– перегрузка.

Расчёт данных параметров производится с применением операций, описанных ниже.

Зависимость необходимой площади крыла от полётного веса и нагрузки на крыло высчитывается по формуле

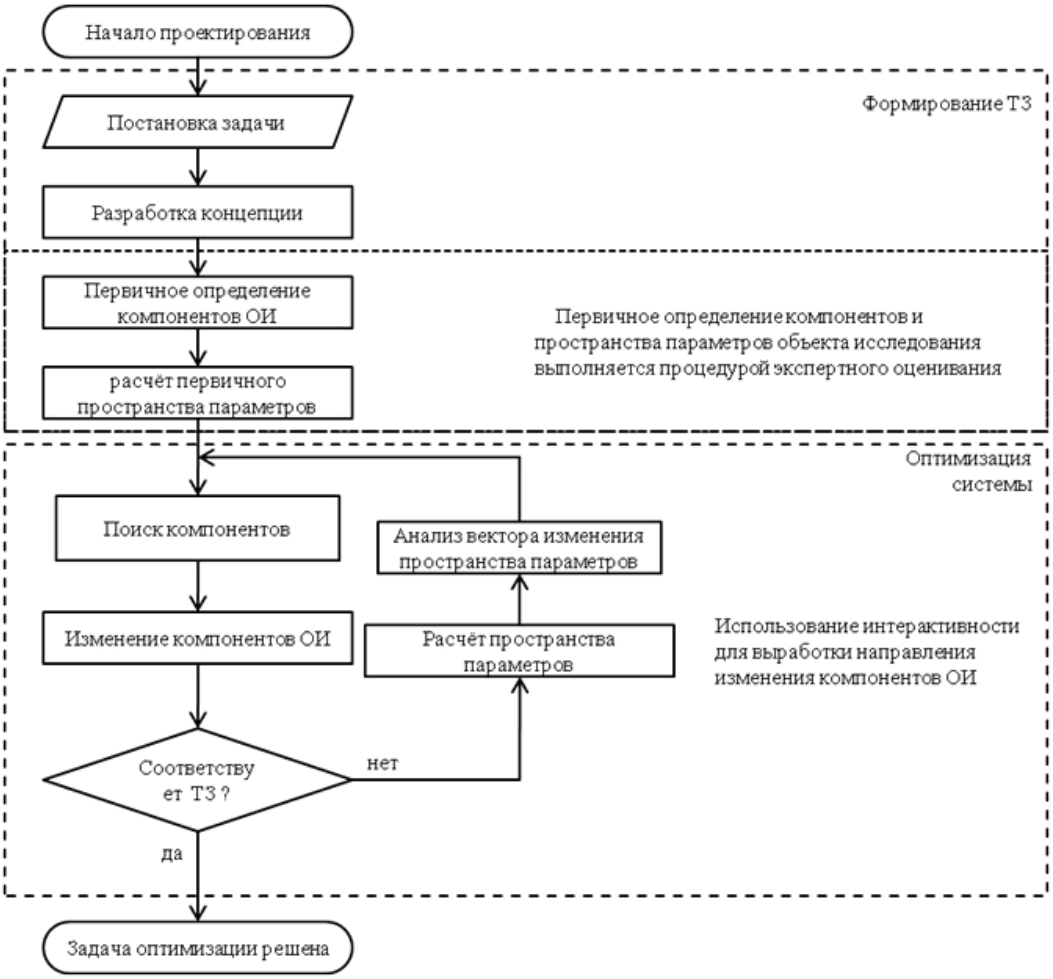

Рис. 1. Методика проектирования БПЛА

$$S_{кр}=\frac{m}{P_{кр}} \quad (1)$$

где $S_{кр}$ – площадь крыла, дм²;

m – полетный вес, г;

$P_{кр}$ – нагрузка на крыло, г/дм².

Длина средней аэродинамической хорды рассчитывается с учетом максимального размаха крыла [1, с. 32] по формуле

$$САХ_{кр}=\frac{l}{\lambda_{кр}}, \quad (2)$$

где $САХ_{кр}$ – средняя аэродинамическая хорда крыла, мм;

l – размах крыла, мм;

$\lambda_{кр}$ – удлинение крыла.

Число Рейнольдса Re для воздушной среды [2, с. 303] рассчитывается по формуле

$$Re=68500\cdot V\cdot САХ_{кр} \quad (3)$$

где Re – число Рейнольдса;

V – скорость набегающего потока, м/с.

Для построения поляры для крыла бесконечного удлинения применяется пакет программ «Xfoil».

Для расчета поляры реального крыла требуемого удлинения рассчитывается парабола индуктивного сопротивления [3, с. 77] по формуле

$$Cx_i=\frac{Cy^2}{\pi}\left(\frac{1}{\lambda_{кр}}\right), \quad (4)$$

где Cx_i – коэффициент индуктивного сопротивления крыла;

Cy – коэффициент подъемной силы крыла;

Поляра профиля крыла приведена на рис. 2.

Поляра реального крыла требуемого удлинения складывается из поляры крыла бесконечного удлинения и параболы индуктивного сопротивления по формуле

$$Cx_{кр}=Cx+Cx_i, \quad (5)$$

где $Cx_{кр}$ – коэффициент лобового сопротивления реального крыла;

Cx – коэффициент лобового сопротивления профиля;

В связи с возникновением скоса потока на крыле угол атаки изменяет свое значение [4, с. 6–50]. Расчет разницы углов атаки производится по формуле

$$\Delta\alpha=57{,}3\cdot\frac{Cy}{\pi}\left(\frac{1}{\lambda_{кр}}\right), \quad (6)$$

где $\Delta\alpha$ – разница углов атаки, град.

Угол атаки реального крыла рассчитывается по формуле

$$\alpha_{кр}=\alpha+\Delta\alpha, \quad (7)$$

где $\alpha_{кр}$ – угол атаки реального крыла, град.

α – угол атаки крыла с бесконечным удлинением, град.

Коэффициент вредного сопротивления элементов конструкции рассчитывается по формуле

$$Cx_{вр}=\frac{\sum S_n Cx_n}{S_{кр}}\cdot 1{,}15, \quad (8)$$

где $Cx_{вр}$ – коэффициент вредного лобового сопротивления с учётом элементов конструкции;

S_n – площадь элемента конструкции, м²;

Cx_n – коэффициент лобового сопротивления элемента конструкции;

$S_{кр}$ – площадь крыла, м².

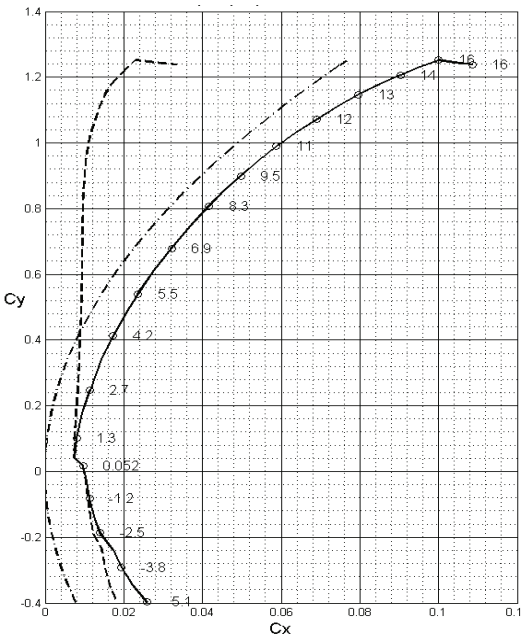

Рис. 2. Пример поляры профиля крыла

Поляра летательного аппарата приведена на рис. 3.

Скорость сваливания рассчитывается по формуле

$$V_{св}=\sqrt{\frac{F\cdot 2}{S_{кр}\cdot Cy_{св}\cdot \rho}}\ , \qquad (9)$$

где $V_{св}$ – скорость сваливания, м/с;

F – сила тяжести ЛА, Н;

$S_{кр}$ – площадь крыла, м^2;

$Cy_{св}$ – максимальный коэффициент подъёмной силы до срыва;

ρ – плотность воздуха, кг/м^3.

Для дальнейшего расчёта винтомоторной группы требуется построение зависимости потребной тяги от скорости. Потребная скорость для полета на заданном угле атаки рассчитывается по формуле

$$V(\alpha)=\sqrt{\frac{F\cdot 2}{S_{кр}\cdot Cy(\alpha)\cdot \rho}}\ , \qquad (10)$$

Потребная тяга рассчитывается по формуле

$$P(V)=C_x(\alpha)S_{кр}\frac{\rho V(\alpha)^2}{2}\cdot \qquad (11)$$

Максимальная перегрузка рассчитывается, исходя из максимальной скорости ЛА, по формуле

$$G_{ла}=\frac{(S_{кр}\cdot Cy_{max}\cdot \frac{\rho V_{max}^2}{2})}{10\cdot F} \qquad (12)$$

где $G_{ла}$ – максимальная перегрузка ЛА, g;

Cy_{max} – максимальный коэффициент подъёмной силы до срыва;

V_{max} – максимальная скорость полёта, м/с.

Силовая установка

Пространство параметров силовой установки, используемых для выбора и оптимизации состава ВМГ:

– мощность двигателей;

– параметры воздушных винтов;

– напряжение питания силовой установки;

– частота вращения пропеллеров;

– требуемая мощность для обеспечения режимов полета;

– время полета;

– максимальная скорость;

– масса двигателей;

– плотность энергии элементов питания;

– энерговооруженность.

Для расчета угла поворота двигателей и тяги, необходимой для достижения скорости сваливания (определяется на основе данных, полученных при расчете аэродинамической схемы), потребная тяга $F_{тгор}$ в горизонтальной плоскости должна превышать лобовое сопротивление аппарата. Для предлагаемого состава ВМГ производится расчет зависимости изменения горизонтальной и вертикальной составляющих вектора тяги от угла поворота двигателей. График зависимости проекций вектора тяги в горизонтальную и вертикальную оси для рассматриваемых двигателей представлен на рис. 4. Вертикальная и горизонтальная составляющие вектора тяги вычисляются по формулам

$$F_{тяг}=\cos(\alpha_{дв})\cdot 2F_{тдв}\cdot g\ , \qquad (13)$$

$$F_{тгор}=\cos(90-\alpha_{дв})\cdot 2F_{тдв}\cdot g\ , \qquad (14)$$

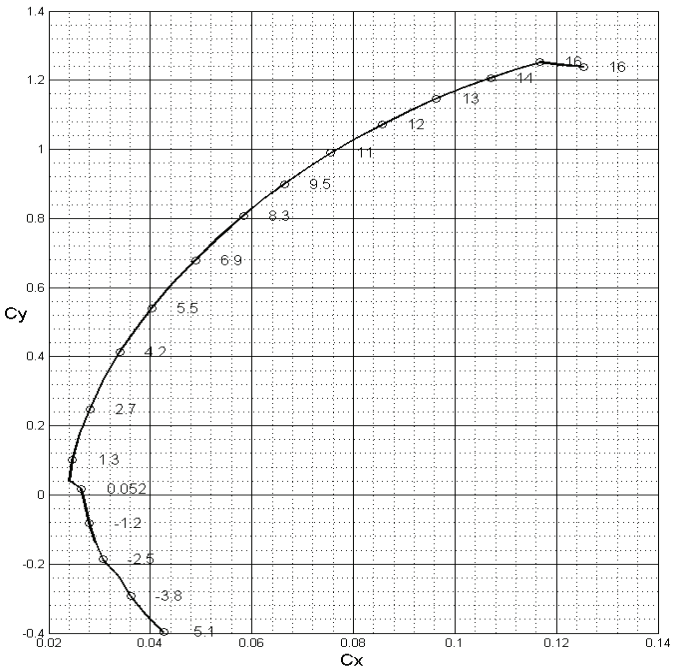

Рис. 3. Пример поляры летательного аппарата

где $F_{тяг}$ – вертикальная тяга, Н;

$\alpha_{дв}$ – угол поворота передних двигателей, град.;

$F_{тдв}$ – тяга двигателя, кг;

g – ускорение свободного падения, м/с^2;

$F_{тгор}$ – потребная тяга, Н;

n – количество поворачиваемых двигателей, шт.

Расчет статической тяги при повороте двигателей необходим для определения горизонтальной составляющей вектора тяги, воздействие которой разгоняет БПЛА до скорости полета, требуемой для перехода в самолетный режим. По мере набора воздушной скорости возрастает влияние аэродинамических характеристик планера (возникновение подъемной силы крыла и лобового сопротивления происходит квадратично, а падение тяги двигателей – пропорционально). Первоначальные динамические расчеты при выборе ВМГ производятся на основе коэффициентов мощности передачи, а уровень падения тяги винта от скорости полета принимается линейным.

В качестве исходных характеристик для определения максимальной скорости полета выбранной схемы планера необходимо определить точку пересечения графиков роста лобового сопротивления (и падения максимального значения тяги двигателей) от скорости горизонтального полета в соответствии с рис. 5.

На основании графиков, представленных на рис. 5, определяются максимальные значения по скорости полета проектируемой системы.

На дальнейшем этапе проектирования при помощи программного пакета "MotoCalc" производится моделирование работы предполагаемого состава ВМГ с целью определения потребляемой мощности и тяги в зависимости от скорости полета. Пример построения подобного графика приведен на рис. 6.

В результате проведения анализа состава винтомоторной группы для применения в составе БПЛА производится по следующим критериям:

– отношение удельной тяги к весу двигателя;

– максимальное значение располагаемой тяги;

– энергопотребление;

– максимально доступная скорость горизонтального полета.

Данные, полученные в ходе проведения такого анализа, имеют погрешность в пределах 10% и требуют экспериментальной проверки на этапах конструирования.

Расчет потребления двигателей при вертикальном режиме полета производится для следующих условий:

– нулевая воздушная скорость полета;

– суммарная тяга двигателей соответствует весу ЛА.

Исходя из графика зависимости скорости полета от создаваемой тяги и воздушной скорости ЛА, представленного на рис. 7, определяется потребляемая мощность ВМГ.

Потребляемая мощность на крейсерской скорости полета определяется по данным оптимального режима полета, для выбранного угла атаки крыла.

Для разгонного режима полета, при повороте передних двигателей на угол α° в соответствии с рис. 4, определяется проекция вектора тяги в горизонтальной оси и производится расчет ускорения ЛА для данного режима по формуле

$$a_{гор} = \frac{1}{T}\int_0^T \frac{F_{тгор}(V) - F_x(V)}{m_{ла}}\,dt\,, \qquad (15)$$

где $a_{гор}$ – ускорение ЛА, м/с^2;

$F_{тгор}$ – потребная тяга, Н;

$F_x(V)$ – лобовое сопротивление, Н;

$m_{ла}$ – вес ЛА, кг.

Для облегчения расчетов нелинейных функций можно принять значения силы тяги, создаваемой двигателями при достижении скорости сваливания ЛА на ускорение в горизонтальной плоскости, определяемой по графику, приведенному на рисунке 4, для выбранного угла пово-

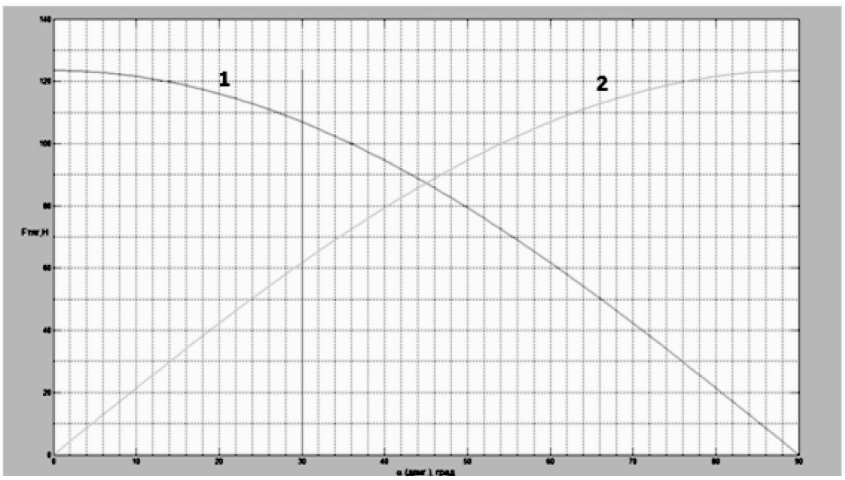

Рис. 4. Пример графика расчета тяги двигателей в горизонтальной и вертикальной плоскостях от угла их поворота

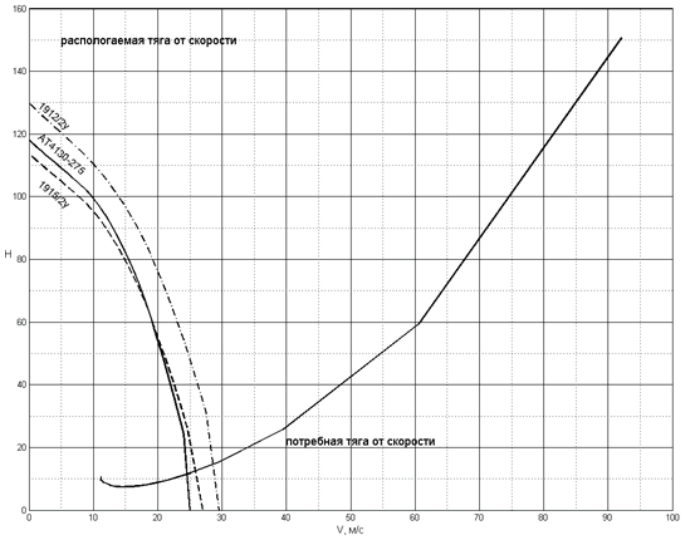

Рис. 5. Пример построения графика, для проведения анализа максимальной скорости ЛА с применением предполагаемого состава ВМГ

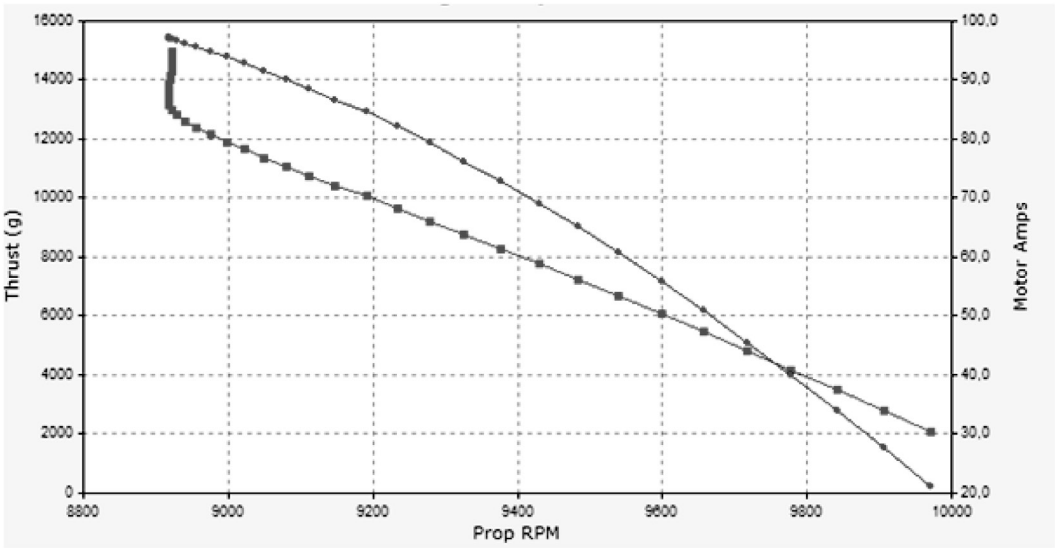

Рис. 6. График зависимости тяги и потребляемого тока двигателя от оборотов

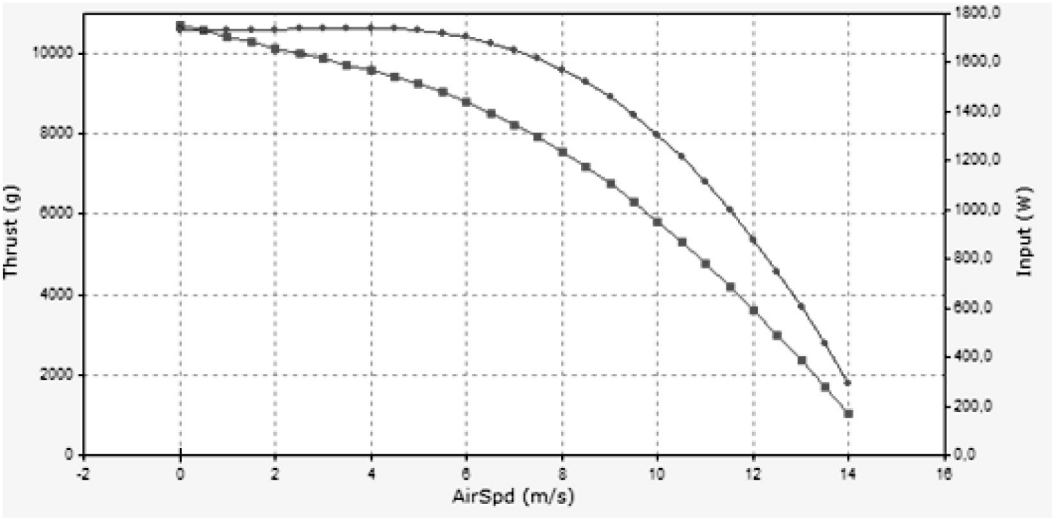

Рис. 7. График зависимости скорости полета от создаваемой тяги и воздушной скорости ЛА (60 % линейной тяги, вертикальный режим)

рота двигателей, а значение лобового сопротивления $F_x(V)$ принимается равным лобовому сопротивлению аппарата на скорости сваливания. Тогда ускорение $a_{гор}$ примет значение, рассчитываемое по формуле

$$a_{гор} = \frac{F_{тгор}^{\alpha^\circ}(V) - F_x(V)}{m_{ла}}, \qquad (16)$$

Исходя из значения расчетного ускорения аппарата, определяется время необходимое аппарату на осуществления перехода из вертикального в горизонтальный режим полета. Потребление мощности в режиме разгона аппарата составит значение, равное максимальной потребляемой двигателями мощности.

Для режима вертикального взлета коэффициент вертикального сопротивления аппарата принимается равным коэффициенту пластины ($C_x = 2$) [5, с. 296]. Максимальная расчетная вертикальная скорость V_x рассчитывается по формуле

$$V_x = \sqrt{\frac{2(NF_{тдв} - m_{ла}g)}{\rho \cdot S_{кр} \cdot C_x}}, \qquad (17)$$

где V_x – максимальная расчетная вертикальная скорость, м/с;

$S_{кр}$ – площадь ЛА, м^2;

N – общее число двигателей, шт;

ρ – плотность воздуха на уровне моря при 15°С, кг/м^3.

Вертикальные режимы взлета и посадки рассчитываются с учетом максимального уровня потребления мощности ВМГ, а режим горизонтального полета рассчитан с учетом значений, вычисленных с применением программы MotoCalc. Общее время полета складывается из времени в режиме взлета, в разгонном режиме, в режиме горизонтального полета, возврата в вертикальный режим и вертикальной посадки.

Заключение

Представленная методика расчетов аэродинамической схемы и винтомоторной группы позволяет определить основные характеристики и подобрать требуемое оборудование для БПЛА типа "конвертоплан" на этапе конструирования. Выбор компоновочной схемы должен производиться итерационным методом, совмещенным с методом экспертных оценок, путем повторения всех описанных операции до тех пор, пока не будет получено соответствие требуемым характеристикам системы в целом.

Литература

1. Балакин, В. Л. Расчет летных характеристик, продольной устойчивости и управляемости дозвукового самолета [Электронный ресурс]: электрон. учеб. пособие / В.Л. Балакин, Т.А. Баяндина; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С.П. Королёва (нац. исслед. ун-т). – Электрон. текстовые и граф. дан. (1,05 Мбайт). – Самара, 2011. – 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

2. Ультразвук: Маленькая энциклопедия / Гл. ред. И. П. Голямина. — М.: Советская энциклопедия, 1979. — 400 с.

3. Бадягин, А. А. Проектирование легких самолетов / А.А. Бадягин, Ф.А. Мухамедов. – М.: Машиностроение, 1978. – 208 с.

4. Мерзликин, В. Е. Радиоуправляемые модели планеров / В.Е. Мерзликин. – М.: ДОСААФ,1982. – 160 с.

5. Горлин, С. М. Экспериментальная аэромеханика / С.М. Горлин. – М.: Высшая школа, 1970. – 423 с.