

АЛГОРИТМ ВЫПОЛНЕНИЯ КОНВЕРТОПЛАНОМ ПЕРЕХОДНЫХ РЕЖИМОВ ПОЛЕТА

Артамонов Б.Л., Шайдаков В.И.

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, 125993, Россия
e-mail: k102@mai.ru*

Статья поступила в редакцию 05.02.2019

Рассматривается решение уравнений движения конвертоплана при выполнении им переходных режимов полета от вертолетного к самолетному. На примере конвертоплана *Project Zero* получены законы изменения по скорости полета углов атаки и поворота оси вращения винта относительно строительной горизонтали фюзеляжа, частоты вращения винта и угла установки его лопастей относительно плоскости вращения.

Ключевые слова: конвертоплан, принципы управления, аэродинамические характеристики, переходные режимы полета, законы управления.

На протяжении последних лет в отечественном и зарубежном авиастроении остается актуальной проблема повышения скорости полета винтокрылых летательных аппаратов в сочетании с возможностью выполнения ими вертикального взлета и посадки. Показано, что в полной мере эта задача может быть решена только конвертопланом — преобразуемым летательным аппаратом, воздушные винты которого, расположенные на фюзеляже или крыле, изменяют своё пространственное положение в полете и создают подъемную силу на режимах взлета и посадки и пропульсивную силу в горизонтальном полете [1].

Известно несколько принципиальных схем конвертопланов с винтовыми движителями, различающихся способом изменения в полете пространственного положения винтов [2—8]. Из табл. 1 видно, что изменение пространственного положения винтов на конвертоплане может быть реализовано за счет поворота в различных сочетаниях фюзеляжа, крыла, винтов и двигателей.

На рис. 1 приведены фотографии пилотируемых конвертопланов различных схем, реализованных в опытном или серийном производстве. Анализ показывает, что наибольшее число конвертопланов выполнено по схеме поворотных винтов на фиксированном крыле.

При формировании облика конвертоплана на этапе проектирования основное внимание уделяется выбору параметров его воздушных винтов.

Проблема заключается в том, что на режимах взлета и крейсерского полета винты конвертоплана работают в принципиально разных условиях и должны создавать различную силу тяги.

Если на режимах вертикального взлета и посадки воздушные винты уравнивают взлетный вес конвертоплана, то на режимах горизонтального полета — силу вредного сопротивления его корпуса, которая примерно на порядок меньше. Отношение этих сил равно качеству летательного аппарата:

$$\frac{T_{0\Sigma}}{T_{V\Sigma}} = \frac{G}{X_{вр}} = K_{ла}.$$

Значение его находится в диапазоне $6 < K_{ла} < 16$. Поэтому воздушные винты конвертопланов должны быть двухрежимными, что может быть обеспечено путем изменения либо диаметра винта, либо его частоты вращения.

Проблемы, стоящие при создании винтов изменяемого диаметра, и возможные характеристики конвертопланов с поворотными винтами такого типа проанализированы в работах [9, 10]. Показано, что адаптивные винты позволяют существенно расширить диапазон скоростей и дальностей полета конвертоплана по сравнению с вертолетами традиционных схем при сохранении возможности вертикального взлета и посадки. Однако конструктивная сложность и значитель-

Таблица 1

Принципиальные схемы конвертопланов с винтовыми двигателями

Фирма-разработчик	Марка аппарата	Что изменяет пространственное положение			
		Фюзеляж	Крыло	Винты	Двигатель
<i>Hiller</i>	<i>X-18</i>	-	+	+	+
<i>Hiller</i> <i>Ling-Temko-Bout</i>	<i>XC-142A</i>	-	+	+	+
<i>Boeing Vertol</i>	<i>VZ-2</i>	-	+	+	+
<i>Bell</i>	<i>XV-3</i>	-	-	+	+
<i>Bell</i>	<i>XV-15</i>	-	-		+
<i>Bell</i> <i>Boeing</i>	<i>V-22 Osprey</i>	-	-	+	+
<i>Bell</i> <i>Agusta Westland</i>	<i>AW-609</i>	-	-	+	+
<i>Bell</i>	<i>X-22A</i>	-	-	+	+
<i>Nord Aviation</i>	<i>N-500 Cadet</i>	-	-	+	-
<i>Doak</i>	<i>VZ-4</i>	-	-	+	-
<i>Bell Helicopter</i> <i>Lockheed Martin</i>	<i>V-280 Valor</i>	-	-	+	-
<i>Leonardo</i>	<i>Project Zero</i>	-	-	+	+
<i>Convair</i>	<i>XFY-1 Progo</i>	+	-	+	-
<i>Curtiss-Wright</i>	<i>X-19</i>	-	+	+	+
<i>Curtiss-Wright</i>	<i>X-100</i>	-	-	+	-

ный технический риск препятствуют реализации таких проектов.

Для изменения частоты вращения винта можно использовать двухрежимные механические [11] или комбинированные [12] трансмиссии, что также существенно усложняет и утяжеляет конструкцию конвертоплана. Возможен вариант частичного дросселирования мощности газотурбинного двигателя путем изменения его частоты вращения, но это ухудшает расходные характеристики двигателя, что делает нерациональными коммерческие проекты таких аппаратов.

Хорошие перспективы имеет электропривод воздушных винтов конвертоплана, при котором изменение частоты вращения конструктивно решается достаточно просто. Хотя и в этом случае не удастся обеспечить высокий КПД винтомоторной группы во всем диапазоне изменения частоты вращения. Такая схема трансмиссии реализована, например, на конвертоплане *Project Zero*, разработанном компанией *Leonardo (Agusta Westland)* [13–15] как демонстратор технологии электрической трансмиссии. Конвертоплан вы-

полнен по запатентованной схеме с поворотными винтами в кольцевых обтекателях, расположенных на неподвижном крыле (рис. 2). Трехлопастные винты закреплены непосредственно на валах электродвигателей и вращаются в противоположные стороны. Электродвигатели питаются от аккумуляторов, расположенных в корпусе аппарата.

Воздушные винты конвертоплана *Project Zero* выполнены по схеме с изменяемым шагом, который может меняться по азимуту по произвольному закону независимо на каждом из винтов. Такое решение дает возможность балансировать конвертоплан по крену, тангажу и рысканию на режиме висения и малых скоростях полета, когда самолетные органы управления — элевоны и киль — ещё недостаточно эффективны. С аэродинамической точки зрения аппарат *Project Zero* за счет поворота осей вращения винтов, изменения углов общего шага и частоты вращения винта при достаточной энерговооруженности может реализовать произвольную траекторию для перехода с режима висения к горизонтальному полету. Эта особенность *Project Zero* делает его очень удобным для анали-



XC-142A



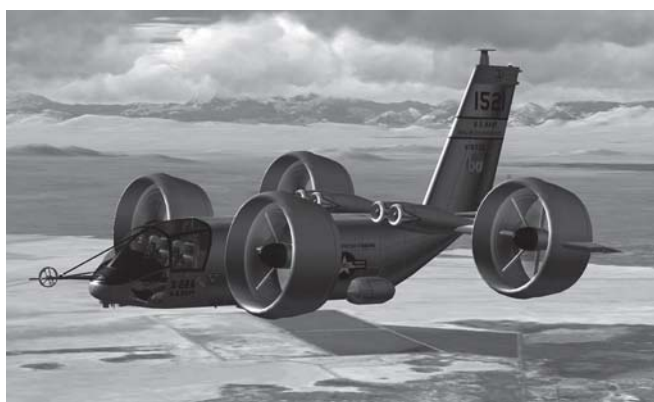
V-22 Osprey



V-280 Valor



AW-609



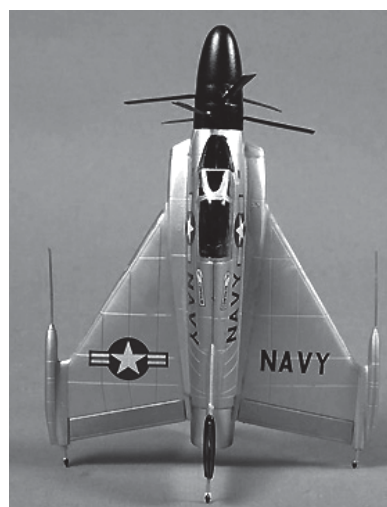
V-22A



X-18

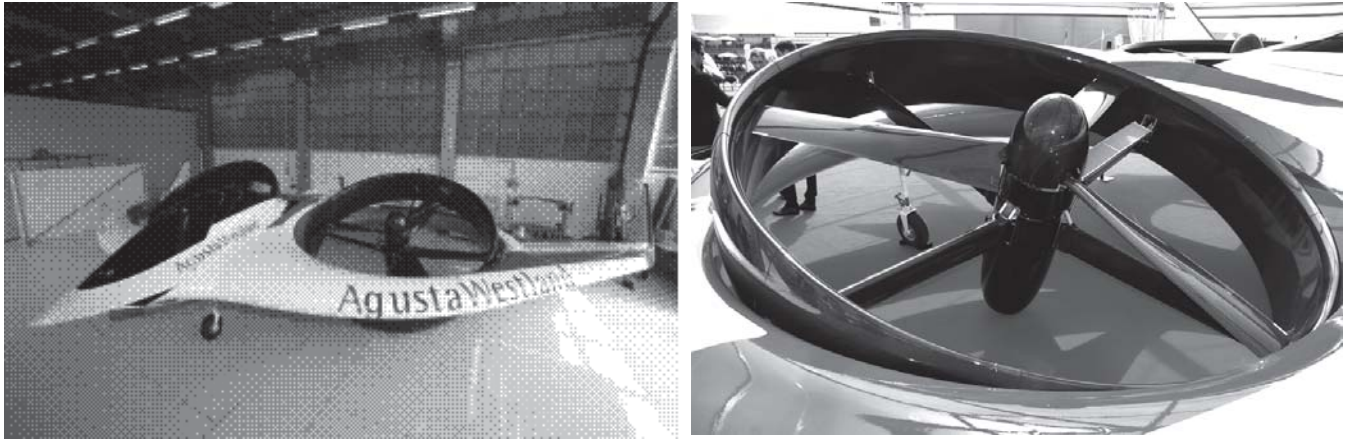


N-500 Cadet



XFY-1 Progo

Рис. 1. Реализованные проекты пилотируемых конвертопланов с винтовыми двигателями



а)

б)

Рис. 2. Конвертоплан *Project Zero*, разработанный компанией *Leonardo*: а — общий вид аппарата; б — общий вид воздушного винта

за возможных алгоритмов переходных режимов полета конвертоплана и выбора из них наиболее рациональных.

Следует отметить, что алгоритмы выполнения переходных режимов полета конвертопланом с винтовыми двигателями в отечественной литературе практически не описаны. В имеющихся публикациях [16, 17] не рассматриваются аэродинамика конвертоплана и физические принципы работы его воздушных винтов. Нелинейные нестационарные вихревые модели [18] дают возможность получить решение только прямых задач в отдельных точках траектории полета конвертоплана.

Рассмотрим силы, действующие в продольной плоскости на конвертоплан, совершающий горизонтальный полет под углом атаки α по отношению к вектору скорости набегающего невозмущенного потока V при отклонении осей вращения винтов относительно строительной горизонтали фюзеляжа (СГФ) на угол δ . На рис. 3 использу-

ются следующие обозначения: G — полетный вес конвертоплана; $Y_a(\alpha, \delta)$, $X_a(\alpha, \delta)$ — подъемная сила и аэродинамическое сопротивление корпуса, заданные в скоростной системе осей координат и зависящие от углов атаки α и отклонения осей винтов δ ; T — сила тяги поворотных винтов конвертоплана; Q_k — сила давления, действующая на внутренние стенки кольца вследствие поворота подсосываемого винтом воздушного потока.

Запишем уравнения статической балансировки двухвинтового конвертоплана по силам:

$$Y_a(\alpha, \delta) + 2[T \sin(\alpha + \delta) + Q_k \cos(\alpha + \delta)] - G = 0; \quad (1)$$

$$X_a(\alpha, \delta) + 2[Q_k \sin(\alpha + \delta) - T \cos(\alpha + \delta)] = 0. \quad (2)$$

В работе [17] было показано, что сила давления, действующая на внутренние стенки кольца, зависит от силы тяги и режима работы винта:

$$Q_k = \sqrt{T\rho\pi}V \sin(\alpha + \delta). \quad (3)$$

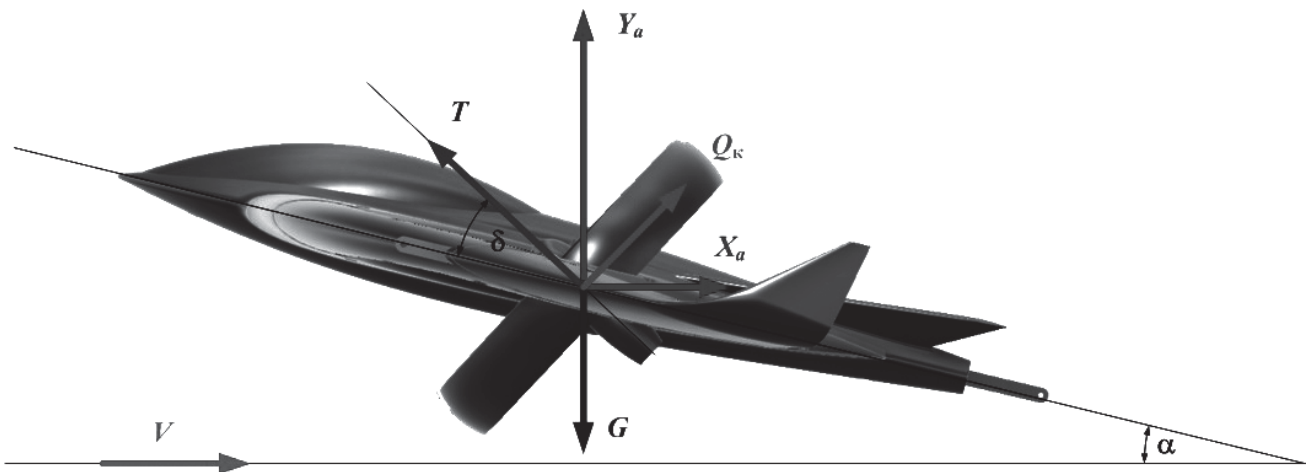


Рис. 3. Силы, действующие на конвертоплан в горизонтальном полете

В уравнениях (1) и (2) содержатся три неизвестных α , δ и T , определяющие пространственное положение конвертоплана. Для их однозначного решения должно быть задано связывающее углы α и δ дополнительное условие, в качестве которого может быть взят один из возможных законов управления конвертопланом.

Перейдем в формулах (1)–(3) к безразмерным коэффициентам сил, используя в качестве характерной площади площадь конвертоплана в плане S без учета отверстий под винты радиуса R , а в качестве характерной скорости — скорость звука a , поскольку в рассматриваемой схеме конвертоплана окружная скорость концов лопастей винта будет переменна по скорости полета V :

$$G = Mg = \tilde{c}_g \frac{\rho}{2} Sa^2; \quad (4)$$

$$Y_a(\alpha, \delta) = c_{ya}(\alpha, \delta) \frac{\rho}{2} V^2 S = c_{ya}(\alpha, \delta) M_v^2 \frac{\rho}{2} a^2 S; \quad (5)$$

$$X_a(\alpha, \delta) = c_{xa}(\alpha, \delta) \frac{\rho}{2} V^2 S = c_{xa}(\alpha, \delta) M_v^2 \frac{\rho}{2} a^2 S; \quad (6)$$

$$T = c_t \frac{\rho}{2} \pi R^2 (\omega R)^2 = c_t M_0^2 \frac{\rho}{2} \pi R^2 a^2 = \tilde{c}_t \frac{\rho}{2} \pi R^2 a^2; \quad (7)$$

$$Q_k = \sqrt{c_t \frac{\rho}{2} \pi R^2 (\omega R)^2} \rho \pi V \sin(\alpha + \delta) = \sqrt{2\tilde{c}_t} M_v \sin(\alpha + \delta) \frac{\rho}{2} \pi R^2 a^2, \quad (8)$$

где $M_0 = \omega R / a$; $M_v = V / a$; $\tilde{c}_t = c_t M_0^2$.

Получим уравнения (1) и (2) в безразмерном виде:

$$M_v \sin(\alpha + \delta) \sqrt{2\tilde{c}_t} \cos(\alpha + \delta) + \tilde{c}_t \sin(\alpha + \delta) = \tilde{S} [\tilde{c}_g - c_{ya}(\alpha, \delta) M_v^2]; \quad (9)$$

$$M_v \sin(\alpha + \delta) \sqrt{2\tilde{c}_t} \sin(\alpha + \delta) - \tilde{c}_t \cos(\alpha + \delta) = -\tilde{S} c_{xa}(\alpha, \delta) M_v^2, \quad (10)$$

где в качестве безразмерной площади принято

$$\tilde{S} = \frac{S}{2\pi R^2}.$$

Решим полученную систему уравнений относительно безразмерного коэффициента силы тяги винта \tilde{c}_t . Получим

$$\tilde{c}_t = \tilde{S} \{ [\tilde{c}_g - c_{ya}(\alpha, \delta) M_v^2] \sin(\alpha + \delta) + c_{xa}(\alpha, \delta) M_v^2 \cos(\alpha + \delta) \}. \quad (11)$$

Теперь решим систему уравнений (9) и (10) относительно безразмерной скорости M_v . Получим биквадратное уравнение

$$AM_v^4 + BM_v^2 + C = 0,$$

коэффициенты которого равны

$$A = 2 \sin^2(\alpha + \delta) \times [c_{xa}(\alpha, \delta) \cos(\alpha + \delta) - c_{ya}(\alpha, \delta) \sin(\alpha + \delta)] - \tilde{S} [c_{xa}(\alpha, \delta) \sin(\alpha + \delta) + c_{ya}(\alpha, \delta) \cos(\alpha + \delta)]^2;$$

$$B = 2\tilde{c}_g \{ \sin^3(\alpha + \delta) + \tilde{S} \cos(\alpha + \delta) \times [c_{xa}(\alpha, \delta) \sin(\alpha + \delta) + c_{ya}(\alpha, \delta) \cos(\alpha + \delta)] \};$$

$$C = -\tilde{S} \tilde{c}_g^2 \cos^2(\alpha + \delta).$$

Решение биквадратного уравнения известно:

$$M_v = \sqrt{\frac{1}{2A} (-B + \sqrt{B^2 - 4AC})}. \quad (12)$$

Отметим, что в частных случаях, соответствующих началу и концу переходного режима полета, уравнения (11) и (12) дают тривиальные решения:

- а) на режиме висения $\alpha + \delta = \pi/2$ имеем $M_v = 0$ и $\tilde{c}_t = \tilde{S} \tilde{c}_g$;
- б) в горизонтальном полете $\alpha + \delta = 0$ имеем

$$M_v = \sqrt{\tilde{c}_g / c_{ya}(\alpha, \delta)}, \quad \tilde{c}_t = \tilde{S} c_{xa}(\alpha, \delta) M_v^2.$$

Таким образом, зная аэродинамические характеристики корпуса конвертоплана $c_{ya}(\alpha, \delta)$ и $c_{xa}(\alpha, \delta)$, по формулам (11) и (12) можно найти значение коэффициента силы тяги винта \tilde{c}_t , потребное для горизонтального полета аппарата со скоростью M_v .

Для получения аэродинамических характеристик корпуса конвертоплана *Project Zero* была спроектирована и изготовлена с использованием аддитивных технологий его продувочная модель (рис. 4), в которой предусмотрена возможность изменения углов отклонения кольцевых обтекателей винтов в диапазоне $-30^\circ \leq \delta \leq 90^\circ$.

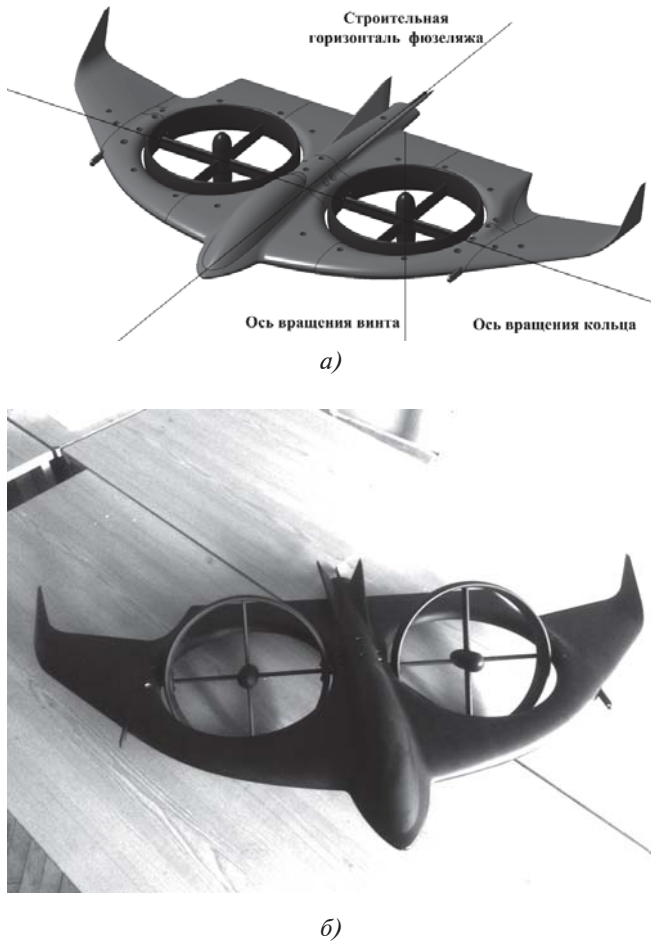


Рис. 4. Продувочная модель конвертоплана *Project Zero*: а — исходная 3D-модель конструкции; б — модель в сборе

Следует отметить, что в информационных источниках не содержится никаких количественных характеристик конвертоплана *Project Zero*. Не указаны ни его размеры, ни массовые характеристики, ни параметры силовой установки. Поэтому линейные размеры конвертоплана были получены исходя из опубликованных фотографий аппарата в сравнении со среднестатистическими размерами людей, изображенных на фото в ракурсе, удобном для сравнения.

В дальнейших расчетах были приняты следующие размеры демонстратора *Project Zero*:

- размах крыла $L = 11.7$ м, радиус винта $R = 1.5$ м, длина фюзеляжа $L_{\text{ф}} = 5$ м;

- площадь поверхности (с учетом отверстий под винты) $S \approx 45$ м²;
- площадь поверхности (без учета отверстий под винты) $S \approx 31,5$ м².

В безразмерном виде

$$\tilde{S} = \frac{S}{2\pi R^2} = \frac{31,5}{2 \cdot 3,14 \cdot 1,5^2} = 2,228.$$

Аэродинамические характеристики корпуса конвертоплана были получены по результатам испытаний в аэродинамической трубе Т-1 МАИ модели аппарата, выполненной в масштабе 1:13 по отношению к реальным размерам демонстратора электротехнологий *Project Zero*. Абсолютные размеры модели были выбраны исходя из ограничений, накладываемых рабочим полем аэродинамической трубы, которое имеет диаметр 2 м (рис. 5). Угол атаки модели в эксперименте изменялся в диапазоне $-20^\circ \leq \alpha \leq 30^\circ$. Скорость потока $V = 45$ м/с обеспечила режим автомодельности испытаний на всех углах атаки.

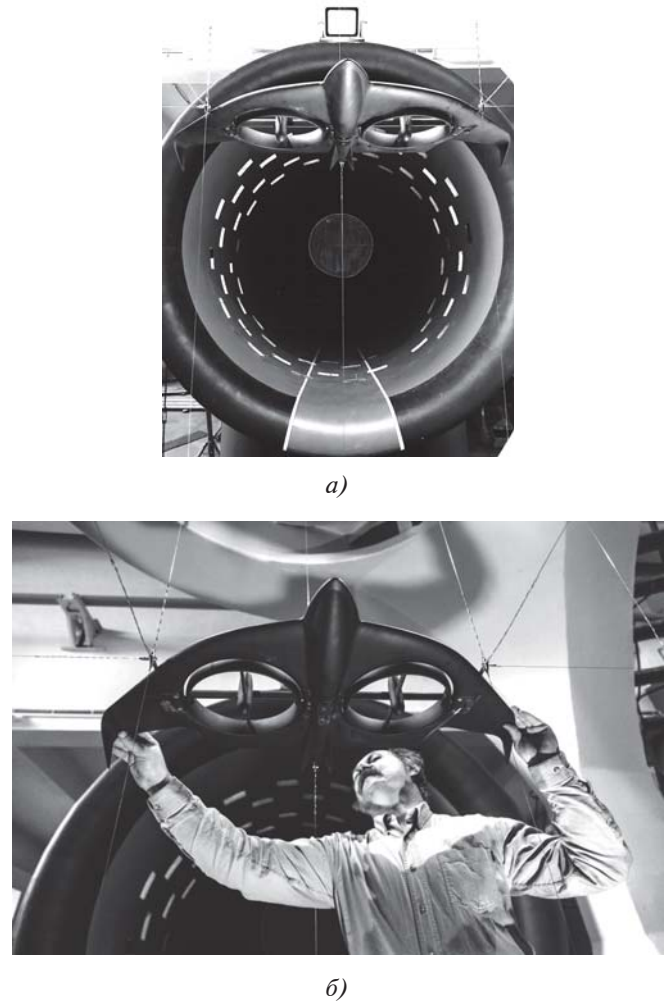


Рис. 5. Модель конвертоплана *Project Zero* на испытаниях в аэродинамической трубе Т-1 МАИ

На рис. 6 показаны зависимости коэффициента подъемной силы $c_{ya}(\alpha, \delta)$ и коэффициента сопротивления $c_{xa}(\alpha, \delta)$ корпуса от угла атаки α при различных углах поворота кольца, дискретно изменявшегося в диапазоне $-30^\circ \leq \delta \leq 80^\circ$ с шагом 10° . Установлено, что максимальные значения ко-

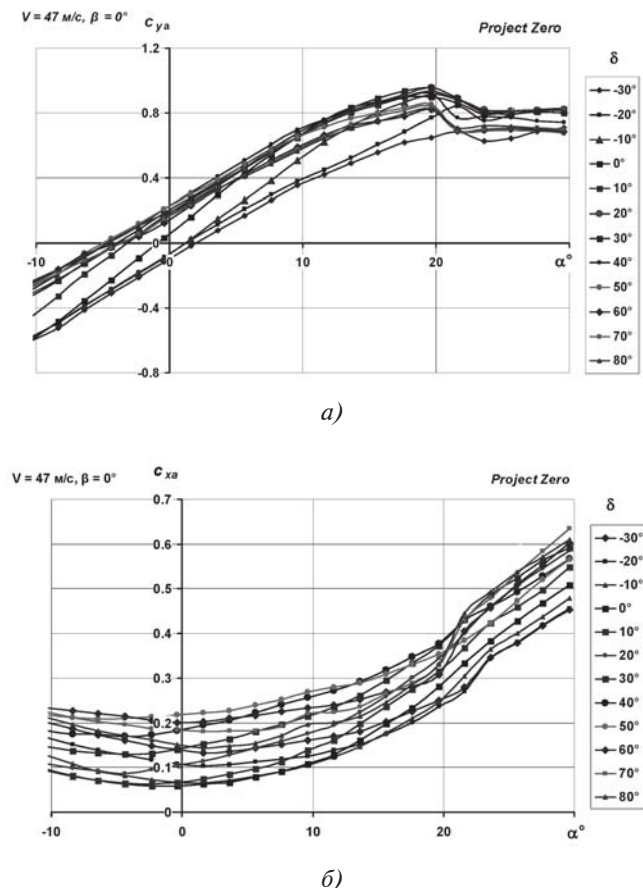


Рис. 6. Аэродинамические характеристики модели конвертоплана Project Zero: а — зависимость $c_{ya}(\alpha, \delta)$; б — зависимость $c_{xa}(\alpha, \delta)$

эффициента подъемной силы равны $c_{ya} \approx 0,7 \dots 0,9$ в зависимости от угла поворота кольца (рис. 6, а). Большие значения соответствуют углу поворота кольца $\delta \approx 30^\circ$, а меньшие — $\delta \approx -30^\circ$. Это свидетельствует о существенном вкладе кольца в создание общей подъемной силы аппарата. При малых углах атаки, соответствующих режимам горизонтального полета конвертоплана, наименьшие значения коэффициента сопротивления $c_{xa} \approx 0,06$ соответствуют углу поворота кольца $\delta \approx 0^\circ$, а наибольшие $\delta \approx 50^\circ$ (рис. 6, б).

Для расчета летно-технических и переходных характеристик конвертоплана представляют также интерес его поляры $c_{ya}(\alpha, \delta) = F[c_{xa}(\alpha, \delta)]$, приведенные на рис. 7, а для различных углов по-

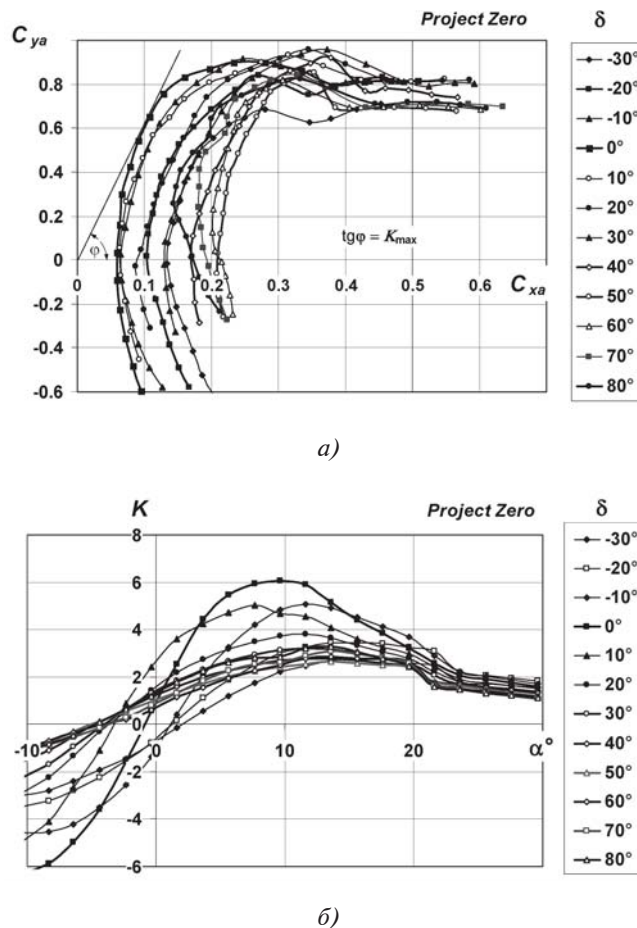


Рис. 7. Аэродинамические характеристики модели конвертоплана Project Zero: а — поляры $c_{ya}(\alpha, \delta) = F[c_{xa}(\alpha, \delta)]$; б — качество $K(\alpha, \delta) = c_{ya}(\alpha, \delta) / c_{xa}(\alpha, \delta)$

ворота кольца, а также зависимости аэродинамического качества аппарата

$$K(\alpha, \delta) = c_{ya}(\alpha, \delta) / c_{xa}(\alpha, \delta),$$

характеризующие аэродинамическое совершенство схемы конвертоплана (рис. 7, б). Максимальное качество аппарата, как показывают испытания, не превосходит значений $K_{\text{max}} \approx 6$, что не позволит демонстратору электротехнологий выйти на большие скорости полета при ограниченной мощности двигателей. Сообщается, что аппарат выполнил только висение вблизи земли в беспилотном варианте.

Анализ зависимости $K(\alpha, \delta)$ показывает, что наибольшие значения аэродинамического качества при всех углах поворота кольца имеют место в достаточно узком диапазоне углов атаки корпуса конвертоплана, соответствующем примерно $\alpha \approx 10^\circ$. Поэтому представляется целесообразным выполнять переходные режимы полета при условии $\alpha = \text{const} = 10^\circ$ и использовать его как допол-

нительное условие при построении зависимостей $\bar{c}_T(\delta)$ и $M_v(\delta)$ по формулам (11) и (12). В этом случае угол δ превращается в аргумент, управляющий переходным режимом полета конвертоплана.

На рис. 8 приведены графики зависимостей $c_{ya}(\delta)$ и $c_{xa}(\delta)$, которые построены на основе рис. 6 при $\alpha = 10^\circ$ и использованы в дальнейших расчетах.

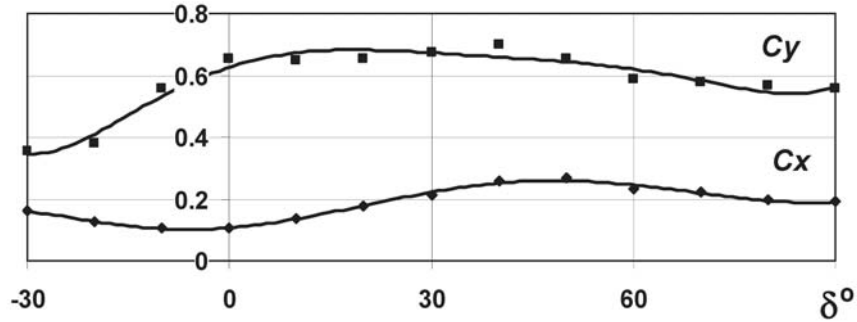


Рис. 8. Аэродинамические характеристики конвертоплана *Project Zero* при угле атаки $\alpha = 10^\circ$

Для построения зависимостей $\bar{c}_T(\delta)$ и $M_v(\delta)$ по формулам (11) и (12) необходимо знать величину коэффициента \bar{c}_g , вычисляемого через взлетную массу аппарата по формуле (4). Можно предположить, что на демонстраторе электротехнологий *Project Zero* в условиях жесткой экономии массы, как отмечается в работе [20], мощность электродвигателей, приводящих во вращение воздушные винты, была выбрана из условия их работы на режиме висения с приемлемым значением относительного коэффициента полезного действия, равным $\eta_0 \approx 0,75$. Очевидно, что на этом режиме работы сила тяги двух воздушных винтов должна быть равна взлетному весу аппарата.

Определим аэродинамические характеристики воздушного винта конвертоплана *Project Zero*, ориентируясь на его фотографию, приведенную на рис. 2,б. На её основе были построены законы изменения по радиусу относительной хорды $\bar{b}(\bar{r})$ и геометрической крутки $\Delta\varphi(\bar{r})$ лопастей винта, которые показаны на рис. 9. Ввиду отсутствия данных об аэродинамическом профиле лопасти в дальнейших расчетах использованы аэродинамические характеристики профиля *NACA 2130-12*.

Далее будет показано, что на демонстраторе электротехнологий *Project Zero* частота вращения винтов на режиме висения должна быть выбрана таким образом, чтобы число Маха в концевом сечении лопасти не превосходило $M_0 < 0,6$, соответствующее окружной скорости концов лопастей $\omega R = 204$ м/с. Такое значение M_0 обеспечивает максимальный КПД винта по сравнению со значениями, получаемыми при меньшей частоте вращения, и позволяет обеспечить по возможности большую продолжительность полета летательного аппарата.

Принимая $M_0 = 0,6$, получаем расчетные значения коэффициентов силы тяги и крутящего

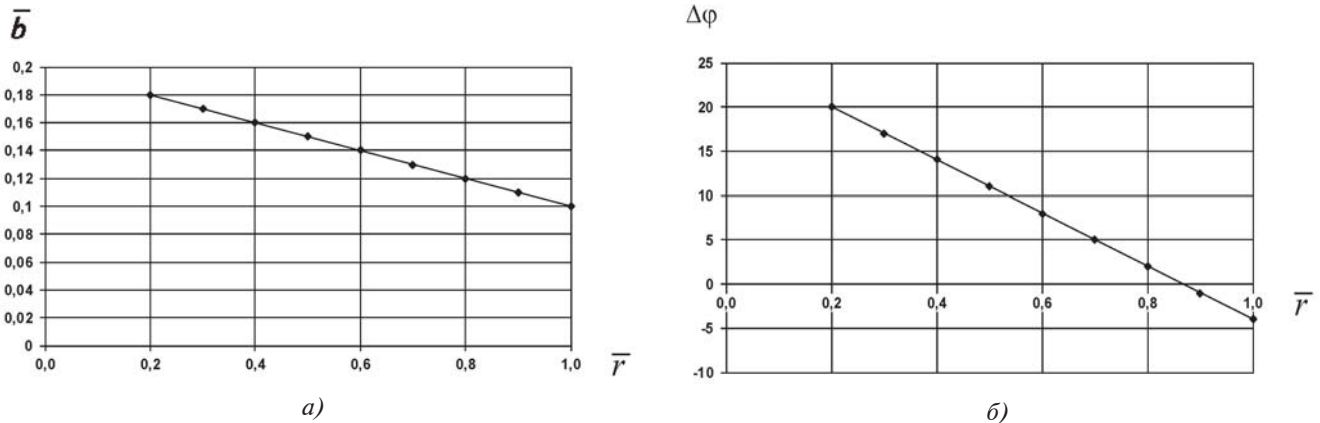


Рис. 9. Геометрические характеристики лопасти воздушного винта конвертоплана, выполненного по схеме *Project Zero*

момента, обеспечивающие максимум КПД: $c_T = 0,026$, $m_k = 0,00277$.

Найдем соответствующие им абсолютные значения силы тяги и потребной мощности на валу каждого винта:

$$T = c_T \frac{\rho}{2} (\omega R)^2 \pi R^2 = 0,026 \cdot \frac{1,226}{2} \cdot 204^2 \cdot \pi \cdot 1,5^2 = 4705 \text{ Н};$$

$$N = m_k \frac{\rho}{2} (\omega R)^3 \pi R^2 = 0,00277 \cdot \frac{1,226}{2} \cdot 204^3 \cdot \pi \cdot 1,5^2 = 101897 \text{ Вт}.$$

На этом основании можно утверждать, что взлетная масса демонстратора электротехнологий *Project Zero* не должна превосходить значения

$$M_{\text{взл}} = \frac{2T}{g} = \frac{2 \cdot 4705}{9,81} = 960 \text{ кг},$$

а суммарная потребная мощность силовой установки должна быть не меньше, чем

$$N_{\Sigma} = 2 \frac{N}{1000} = 2 \frac{101897}{1000} = 203 \text{ кВт}.$$

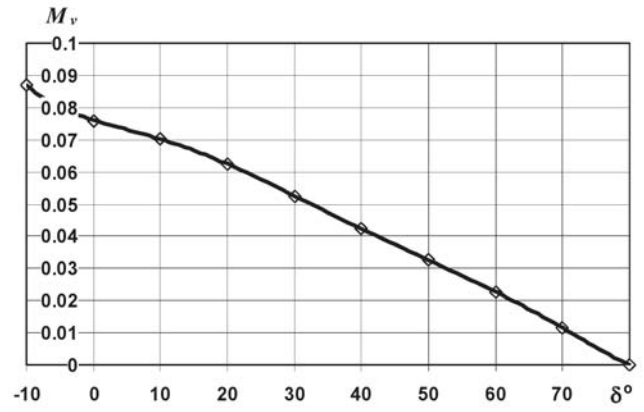
По этим данным определим коэффициент \tilde{c}_g :

$$\tilde{c}_g = \frac{2Mg}{\rho S a^2} = \frac{2 \cdot 960 \cdot 9,81}{1,226 \cdot 31,5 \cdot 340^2} = 0,00422.$$

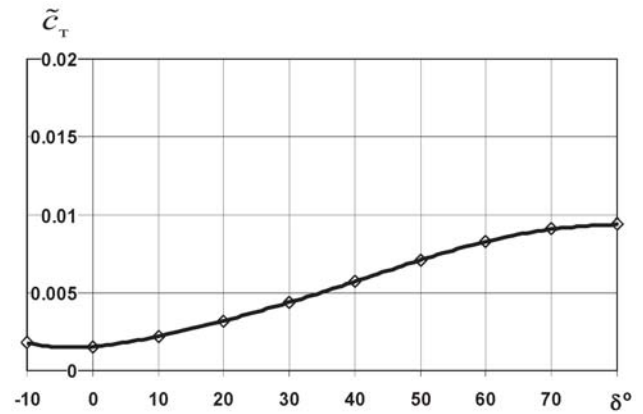
Далее, задаваясь рядом значений δ в диапазоне $-10^\circ \leq \delta \leq 80^\circ$, по формулам (11) и (12) с учетом приведенных на рис. 7 зависимостей $c_{ya}(\delta)$ и $c_{xa}(\delta)$ находим характеристики переходного режима полета $\tilde{c}_T(\delta)$ и $M_v(\delta)$. Они представлены на рис. 10.

Как следует из расчетов, скорость окончания переходного режима полета демонстратора электротехнологий *Project Zero* равна $M_v \approx 0,09$ или 30,6 м/с. При этом коэффициент потребной силы тяги винтов уменьшается с $\tilde{c}_T \approx 0,0094$ до $\tilde{c}_T \approx 0,0016$, т. е. в 5,8 раза.

Для определения потребных законов управления винтами конвертоплана на переходных режимах полета $\varphi_7(\delta)$, $M_0(\delta)$, которые должны обеспечить необходимые значения коэффициентов силы тяги при каждом угле поворота винтов, воспользуемся основанными на дисковой вихревой те-



a)



b)

Рис. 10. Законы управления конвертопланом *Project Zero* на переходных режимах полета: а — зависимость $M_v(\delta)$; б — зависимость $\tilde{c}_T(\delta)$

рии алгоритмами расчета аэродинамических характеристик воздушного винта, работающего в кольцевом обтекателе [12]. Интегральные формулы для расчета коэффициентов силы тяги и крутящего момента винта с заданной геометрической и аэродинамической компоновкой лопастей, отнесенных в качестве характерной скорости к скорости звука, имеют вид

$$\tilde{c}_T(\varphi_7, M_0) = \frac{k_{\pi}}{\pi} M_0^2 \int_{\bar{r}_0}^1 [c_y(\alpha, M) \bar{U}_1 - c_x(\alpha, M) \bar{V}_1] \bar{W}_1 \bar{b}(\bar{r}) d\bar{r}; \quad (13)$$

$$\tilde{m}_k(\varphi_7, M_0) = \frac{k_{\pi}}{\pi} M_0^3 \int_{\bar{r}_0}^1 [c_y(\alpha, M) \bar{V}_1 + c_x(\alpha, M) \bar{U}_1] \bar{W}_1 \bar{b}(\bar{r}) d\bar{r}. \quad (14)$$

Входящие в формулы (13), (14) проекции \bar{U}_1 , \bar{V}_1 вектора возмущенной скорости \bar{W}_1 в сече-

нии лопасти на плоскость и ось вращения винта равны

$$\begin{aligned} \bar{U}_1(\bar{r}) &= \bar{r} - \bar{u}_1(\bar{r}), \quad \bar{V}_1(\bar{r}) = \bar{V} + \bar{v}_1(\bar{r}), \\ \bar{W}_1(\bar{r}) &= \sqrt{\bar{U}_1^2(\bar{r}) + \bar{V}_1^2(\bar{r})}, \end{aligned} \quad (15)$$

где $\bar{u}_1(\bar{r})$ — относительная окружная индуктивная скорость закрутки в сечении лопасти; $\bar{v}_1(\bar{r})$ — относительная осевая индуктивная скорость в сечении лопасти, определяемые в плоскости диска винта законом распределения циркуляции $\bar{\Gamma}_r$ по радиусу лопасти соотношениями

$$\bar{u}_1(\bar{r}) = \frac{k_d \bar{\Gamma}_r}{4\pi \bar{r}}; \quad (16)$$

$$\bar{v}_1(\bar{r}) |\bar{V} + \bar{v}_1(\bar{r})| = \frac{k_d \bar{\Gamma}_r}{4\pi \bar{r}} |\bar{r} - \bar{u}_1(\bar{r})|, \quad (17)$$

полученными на основе линейной дисковой вихревой модели воздушного винта.

Закон распределения циркуляции по радиусу лопасти определяется уравнением связи

$$\bar{\Gamma}_r = \frac{1}{2} \bar{b}(\bar{r}) c_y(\bar{r}) \bar{W}_1. \quad (18)$$

Необходимое для вычисления аэродинамических характеристик профиля число Маха в текущем сечении лопасти полностью определяется относительной возмущенной скоростью

$$M(\bar{r}) = \frac{W_1(\bar{r})}{a} = \frac{\omega R}{a} \bar{W}_1(\bar{r}) = M_0 \bar{W}_1(\bar{r}). \quad (19)$$

Истинный угол атаки α , определяющий коэффициенты подъемной силы $c_y(\alpha, M)$ и профильного сопротивления $c_x(\alpha, M)$ в сечении лопасти, вычисляется как алгебраическая сумма угла установки φ и угла притекания β :

$$\alpha(\bar{r}) = \varphi(\bar{r}) - \beta(\bar{r}). \quad (20)$$

Закон $\varphi(\bar{r})$ задается с учетом принятой геометрической закрутки лопасти (см. рис. 7)

$$\varphi(\bar{r}) = \varphi_7 + \Delta\varphi(\bar{r}),$$

а угол притекания β определяется составляющими скоростей в сечении лопасти:

$$\beta(\bar{r}) = \arctg \frac{\bar{V}_1(\bar{r})}{\bar{U}_1(\bar{r})}. \quad (21)$$

В соответствии с записанными выражениями (15)–(21) вычисление погонной силы тяги и погонного крутящего момента в сечении лопасти приводит к решению системы трансцендентных уравнений (17) и (18) относительно неизвестных значений $\bar{\Gamma}_r$ и \bar{V}_1 . Возможны разные варианты алгоритмической реализации этой задачи, из которых в настоящей работе выбран метод последовательных приближений по двум переменным $\bar{\Gamma}_r$ и \bar{V}_1 .

Сходимость итерационных процессов по переменным $\bar{\Gamma}_r$ и \bar{V}_1 обеспечивается итерационными соотношениями (22) с фиксированным коэффициентом релаксации $k = 0,5$:

$$\begin{aligned} \bar{\Gamma}_{i+1} &= \bar{\Gamma}_i + k \left[\frac{1}{2} c_y \bar{b} \bar{W}_1 - \bar{\Gamma}_i \right]; \\ \bar{V}_{1i+1} &= \bar{V}_{1i} + k \left[\bar{V}_1(\bar{v}_{1i}) - \bar{V}_{1i} \right], \end{aligned} \quad (22)$$

на первом шаге может быть принято $\bar{\Gamma}_0 = 0$ и $\bar{V}_{10} = \bar{V}$.

В расчетах по формулам (13)–(21) скорость набегающего на винт невозмущенного потока \bar{V} связана со скоростью полета конвертоплана M_v соотношением

$$\bar{V} = \frac{V}{\omega R} = \frac{M_v}{M_0} \cos(\alpha + \delta).$$

Алгоритм расчета законов управления винтами $\varphi_7(\delta)$, $M_0(\delta)$ строится следующим образом. Для каждого угла поворота винта δ и соответствующей ему скорости полета конвертоплана M_v (рис. 10, а) ищется минимум интеграла мощности (14) по переменной M_0 при условии обеспечения потребного коэффициента силы тяги \check{c}_T (см. рис. 10, б), определяемого интегралом (13). Похожая задача решена в работе [16] методами вариационного исчисления для идеальной мощности, однако здесь такой подход неприменим. Дело в том, что подынтегральные функции в (13) и (14) не являются гладкими из-за использования в расчетах круговых аэродинамических характеристик

профиля NASA 230-12, а также из-за использования в алгоритме метода последовательных приближений (22), который имеет дискретный характер.

Тем не менее численное решение этой задачи получено, и его результаты показаны на рис. 11. Видно, что законы управления винтом имеют довольно сложный характер и могут быть реализованы только с использованием автоматики. При переходе аппарата от режима висения к горизонтальному полету угол общего шага лопастей винта должен увеличиться от $\varphi_7 = 9^\circ$ до $\varphi_7 = 18^\circ$, а

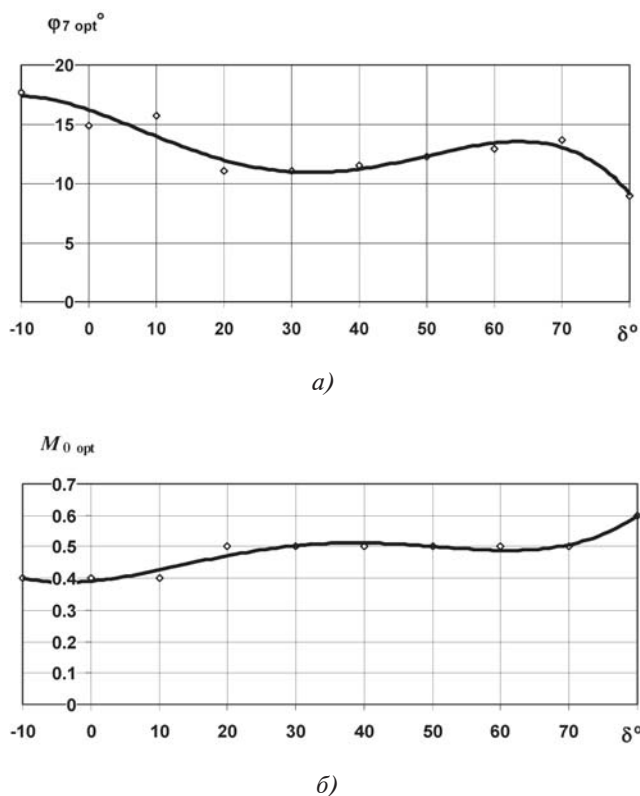


Рис. 11. Законы управления воздушными винтами конвертопланом *Project Zero* на переходных режимах полета: а — зависимость $\varphi_7(\delta)$; б — зависимость $M_0(\delta)$

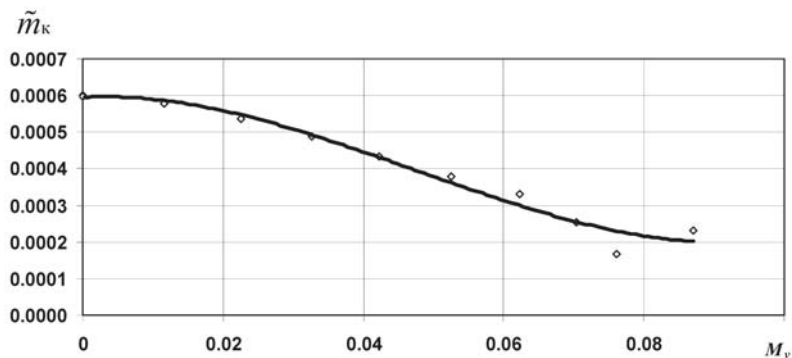


Рис. 12. Коэффициент мощности, потребной для привода воздушного винта конвертоплана на переходных режимах полета

частота вращения — уменьшиться, чтобы обеспечить уменьшение числа Маха от $M_0 = 0,6$ ($\omega R = 204$ м/с) до $M_0 = 0,4$ ($\omega R = 136$ м/с).

Насколько энергетически эффективным оказывается найденный закон управления конвертопланом *Project Zero* на переходных режимах полета, свидетельствует значение мощности, потребной на привод винта. На рис. 12 показана зависимость $\tilde{m}_k(M_v)$, из которой видно, что потребная мощность на привод винта в конечной точке переходного процесса $M_v = 0.09$ примерно в три раза меньше, чем на режиме висения конвертоплана. Избыточная мощность силовой установки по окончании переходного процесса может быть использована для набора высоты или увеличения скорости горизонтального полета конвертоплана. Абсолютное значение максимальной скорости определится располагаемой мощностью двигателей и энергоемкостью аккумуляторных батарей.

Выводы

1. Конвертопланы с поворотными винтами, выполненные по концепции демонстратора электротехнологий *Project Zero*, способны выполнять переходный режим полета без потери высоты по горизонтальной траектории. Скорость окончания переходного режима полета конвертоплана данной схемы составляет 30,6 м/с.

2. Для выбора законов управления конвертопланом на переходных режимах полета должны быть известны продольные аэродинамические характеристики корпуса по углу атаки при различных углах поворота винтомоторных групп. Полет с постоянным углом атаки, обеспечивающим максимальное аэродинамическое качество аппарата, позволяет получить аналитическое решение задачи в элементарных функциях.

3. При переходе конвертоплана от режима висения к горизонтальному полету законы управления винтом имеют довольно сложный характер и могут быть реализованы только с использованием автоматики.

4. Электрическая трансмиссия конвертоплана *Project Zero* дает возможность плавно изменять частоту вращения винтов в процессе выполнения переходного режима полета при минимальной потребной мощности двигателей. Это принципиально важно при ограниченной емкости аккумуляторных батарей, имеющих на борту конвертоплана.

5. Найденные законы управления конвертопланом на переходном режиме полета являются эффективными с энергетической точки зрения. Потребная мощность в точке окончания переходного процесса в три раза меньше, чем на режиме висения, что дает возможность дальнейшего увеличения скорости полета.

Библиографический список

1. Тищенко М.Н., Артамонов Б.Л. Проблемы повышения крейсерской скорости полета вертолета и пути их решения // Труды МАИ. 2012. № 55. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=30115>
2. Гребенников А.Г., Гуменный А.М., Урбанович В.А., Буйвал Л.Ю. Анализ схем конвертопланов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные ресурсы. 2016. № 73. С. 22-30. URL: <https://docplayer.ru/47633105-Analiz-schem-konvertoplanov.html>
3. Авиация, техника и история. Конвертопланы, 04.08.2016. URL: <http://t-yoke.ru/2016/04/08/>
4. Миодушевский П.В., Легович Ю.С. Разработка перспективного многоцелевого самолёта-конвертоплана // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 3. С. 55-63.
5. Панасюченко П.С. Выбор основных параметров винтокрыла одновинтовой схемы с поворотным рулевым устройством // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. № 4. С. 38-45.
6. Первый полет нового американского конвертоплана Bell V-280 Valor, https://pikabu.ru/story/pevuyiy_polet_novogo_amerikanskogo_konvertoplana_bell_v280_valor_5569010
7. Сафронов В. Конвертопланы – авиация, техника, история, 04.08.2016, <http://t-yoke.ru/2016/04/08/%D0%BA%D0%BE%D0%BD%D0%B2%D0%B5%D1%80%D1%82%D0%BE%D0%BF%D0%BB%D0%B0%D0%BD%D1%8B/>
8. Семенов В.Н. Поиск технических решений по адаптации конструкции летательного аппарата к режиму полета // Инновации в авиации и космонавтике – 2010: Сборник тезисов докладов научно-практической конференции студентов и молодых учёных МАИ (26–30 апреля 2010, Москва). СПб.: Мастерская печати, 2010. 206 с.
9. Артамонов Б.Л. Оценка технической эффективности применения адаптивных винтов на преобразуемых винтокрылых летательных аппаратах // Авиакосмическое приборостроение. 2008. № 2. С. 11-17.
10. Турманидзе Р.С., Дадоне Л., Санадзе Г.О. Повышение летно-технических характеристик летательных аппаратов путем применения винта изменяемой геометрии // Пятый форум Российского вертолетного общества. М.: Изд-во МАИ, 2002. Т. VI. С. 39-48.
11. Калинин Д.В., Калинин Я.В. Разработка схемы двухступенчатой трансмиссии для перспективного скоростного вертолета // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 1. С. 38-46.
12. Кинематика гибридных трансмиссий, 2018, <https://engineering-ru.livejournal.com/98020.html>
13. Hirschberg M. Project zero: The exclusive story of AgustaWestland's all electric technology incubator // Vertiflite. 2013. Vol. 59. No. 3, pp. 11-12.
14. Perry D. Paris: Project Zero tiltrotor makes Paris debut, 2013. URL: <https://www.flightglobal.com/news/articles/paris-project-zero-tiltrotor-makes-paris-debut-387291/>
15. Shaffer L. Project Zero electric helicopter by AgustaWestland on show at Singapore Airshow // Aerospace & Defense, 2016. URL: <https://www.cnn.com/2016/02/15/project-zero-electric-helicopter-by-augustawestland-on-show-at-singapore-airshow.html>
16. Бюшгенс А.Г., Воронин А.Ю., Кувшинов В.М., Леонтьев В.А. Синтез алгоритмов системы управления беспилотного летательного аппарата типа конвертоплан // Ученые записки ЦАГИ. 2018. Т. 49. № 2. С. 39-61.
17. Яцун С.Ф., Емельянова О.В., Савин А.И., Стуканева С.П. Моделирование полёта конвертоплана в различных режимах движения // Известия Юго-Западного государственного университета. Техника и технологии. 2015. № 1(14). С. 55–66.
18. Иенаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И. Возможности моделирования аэродинамики особых режимов работы несущей системы конвертоплана на базе нелинейной лопастной вихревой модели // Авиация и космонавтика – 2016: Сборник докладов 15-й Международной конференции (МАИ, 14 – 18 ноября 2016). М.: Люксор, 2016. С. 53-55.
19. Шайдаков В.И. Аэродинамика винта в кольце: Учебное пособие. — М.: Изд-во МАИ, 1996. — 87 с.
20. Мясников М.И., Есаулов С.Ю., Ивчин В.А. Возможность создания конвертоплана с электрической и гибридными силовыми установками // Полет. 2018. № 2. С. 29-36.
21. Шайдаков В.И., Маслов А.Д. Аэродинамическое проектирование лопастей воздушного винта: Учебное пособие. — М.: МАИ, 1995. — 68 с.

ALGORITHM OF TRANSIENT FLIGHT MODES PERFORMANCE BY CONVERTIPLANE

Artamonov B.L., Shaidakov V.I.

Moscow Aviation Institute (National Research University),
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, A-80, GSP-3, 125993, Russia
e-mail: k102@mai.ru

Abstract

The article considers the Project Zero convertiplane implemented according to the structure with two rotary screws positioned in the fixed wing. The screws are driven by electric motors powered by batteries, and controlled by a common and cyclic step. Electric transmission of the Project Zero convertiplane allows smooth change of the propeller rotations while transient flight mode performing with minimum required power.

The article analyzes control laws of screws, which allow performing transient flight modes from helicopter to aircraft without losing altitude at minimal engine power consumption. The described algorithm uses the results of experimental studies of the convertiplane body model in the t-1 MAI wind tunnel by the angle of attack at various rotation angles of the screws axes of rotation relative to the fuselage longitudinal datum line. This allowed reduce the problem to a system of transcendental equations of the convertiplane motion, which was solved numerically by successive approximations method. The aerodynamic characteristics of the propellers located in the ring fairings are being computed based on the disk vortex theory.

It is shown that while the convertiplane transition from hover mode to flight mode the screw control laws are of a rather complex character, and may be realized only by employing automation. The obtained convertiplane control laws at the transient flight mode are effective from the energetic viewpoint. The power consumption in the transient process endpoint is three times less than in the hover mode, which allows further convertiplane flight speed increase.

Keywords: convertiplane, control strategies, aerodynamic characteristics, transient flight modes, control laws.

References

1. Tishchenko M.N., Artamonov B.L. *Trudy MAI*, 2012, no. 55. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=30115>
2. Grebennikov A.G., Gumennyi A.M., Urbanovich V.A., Buival L.Yu. *Otkrytye informatsionnye i komp'yuternye integrirovannye resursy*, 2016, no. 73, pp. 22-30. URL: <https://docplayer.ru/47633105-Analiz-shem-konvertoplanov.html>
3. *Aviatsiya, tekhnika i istoriya. Konvertoplany*, 04.08.2016. URL: <http://t-yoke.ru/2016/04/08/>
4. Miodushevskii P.V., Legovich Y.S. Development of prospective multipurpose convertiplane. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no 3, pp. 55-63.
5. Panasyuchenko P.S. Selection of critical parameters of a single rotor scheme rotary-ring with swiveling steering gear. *Aerospace MAI Journal*, 2015, vol. 22, no 4, pp. 38-45.
6. *Perviy polet novogo amerikanskogo konvertoplana Bell V-280 Valor*, https://pikabu.ru/story/perviy_polet_novogo_amerikanskogo_konvertoplana_bell_v280_valor_5569010
7. Safronov V. *Konvertoplany – aviatsiya, tekhnika, istoriya*, 04.08.2016, <http://t-yoke.ru/2016/04/08/%D0%BA%D0%BE%D0%BD%D0%B2%D0%B5%D1%80%D1%82%D0%BE%D0%BF%D0%BB%D0%B0%D0%BD%D1%8B/>
8. Semenov V.N. *Materialy nauchno-prakticheskoi konferentsii studentov i molodykh uchenykh MAI "Innovatsii v aviatsii i kosmonavtike – 2010" (26–30 April 2010). Sbornik tezisov dokladov*. St. Petersburg, Masterskaya pečati, 2010, 206 p.
9. Artamonov B.L. *Aviakosmi-cheskoe priborostroenie*, 2008, no. 2, pp. 11-17.
10. Turmanidze R.S., Dadone L., Sanadze G.O. *Materialy 5-go foruma Rossiiskogo vertoletnogo obshchestva*. Moscow, MAI, 2002, vol. VI, pp. 39-48.
11. Kalinin D. V., Kalinin Y. V. Two-stage transmission scheme design for perspective helicopter. *Aerospace MAI Journal*, 2016, vol. 23, no 1, pp. 38-46.
12. *Kinematika gibridnykh transmissii*, 2018, <https://engineering-ru.livejournal.com/98020.html>
13. Hirschberg M. Project zero: The exclusive story of AgustaWestland's all electric technology incubator. *Vertiflite*, 2013, vol. 59, no. 3, pp. 11-12.
14. Perry D. *Paris: Project Zero tiltrotor makes Paris debut*, 2013, <https://www.flightglobal.com/news/articles/paris-project-zero-tiltrotor-makes-paris-debut-387291/>
15. Shaffer L. Project Zero electric helicopter by AgustaWestland on show at Singapore Airshow. *Aerospace & Defense*, 2016, <https://www.cbc.com/2016/02/15/project-zero-electric-helicopter-by-agustawestland-on-show-at-sinagapore-airshow.html>

16. Byushgens A.G., Voronin A.Yu., Kuvshinov V.M., Leont'ev V.A. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2018, vol. 49, no. 2, pp. 39-61.
17. Yatsun S.F., Emel'yanova O.V., Savin A.I., Stukaneva S.P. *Izvestiya Yugo-Zapadnogo gosudarstvennogo universiteta. Tekhnika i tekhnologii*, 2015, no. 1(14), pp. 55–66.
18. Ignatkin Yu.M., Makeev P.V., Shomov A.I. *Materialy 15 Mezhdunarodnoi konferentsii "Aviatsiya i kosmonavtika - 2016" (MAI, 14 – 18 November 2016). Sbornik statei*, Moscow, Lyuksor, 2016, pp. 53-55.
19. Shaidakov V.I. *Aerodinamika vinta v kol'tse* (Aerodynamics of the screw in the ring), Moscow, MAI, 1996, 87 p.
20. Myasnikov M.I., Esaulov S.Yu., Ivchin V.A. *Polet*, 2018, no. 2, pp. 29-36.
21. Shaidakov V.I., Maslov A.D. *Aerodinamicheskoe proektirovanie lopastei vozdushnogo vinta* (Propeller blades aerodynamic designing), Moscow, MAI, 1995, 68 p.