

## **Формирование геометрии лопасти воздушного винта для самолета вертикального взлета и посадки**

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского "ХАИ"*

Рассмотрен вопрос формирования геометрии лопасти воздушного винта для самолета вертикального взлета и посадки с силовой установкой на основе ПД и с учетом особенности работы винтов на этапе взлета и в крейсерском режиме полета. Установлено, что наиболее эффективны геометрические параметры винта, сформированные для режима взлета СВВП. Показано, что новым шагом в решении такой проблемы является применение в силовой установке СВВП адаптивных винтов со складывающимися лопастями. Это позволяет обеспечить геометрию винтовой группы, адекватную режимам взлета и горизонтального полета.

**Ключевые слова:** воздушный винт, самолет вертикального взлета и посадки, адаптивный воздушный винт, геометрия воздушного винта.

### **Введение**

Воздушные винты получили широкое распространение в силовых установках самолетов ВВП при скоростях их полета меньше 450 км/ч. При таких скоростях полета самолеты с ПД имеют минимальный расход топлива, что и предопределяет их эффективность [1, 2].

Известно и использование ПД в самолетах вертикального взлета и посадки (рис. 1). Это обеспечивает возможность эксплуатации самолетов рассмотренного типа в местах, где отсутствуют условия, обеспечивающие взлет и посадку с подготовленных аэродромов.

Особенность самолета с такой силовой установкой заключается в том, что она должна обеспечить заданные характеристики на двух режимах полета: большая тяга при взлете и малая тяга при горизонтальном полете с крейсерской скоростью.

Реализуется такое условие путем поворота двигателей и существенным изменением характеристик винтов.

### **Цель исследований**

Разработать методику определения геометрии лопасти воздушного винта, удовлетворяющего условиям полета самолета при вертикальном взлете и в крейсерском режиме.

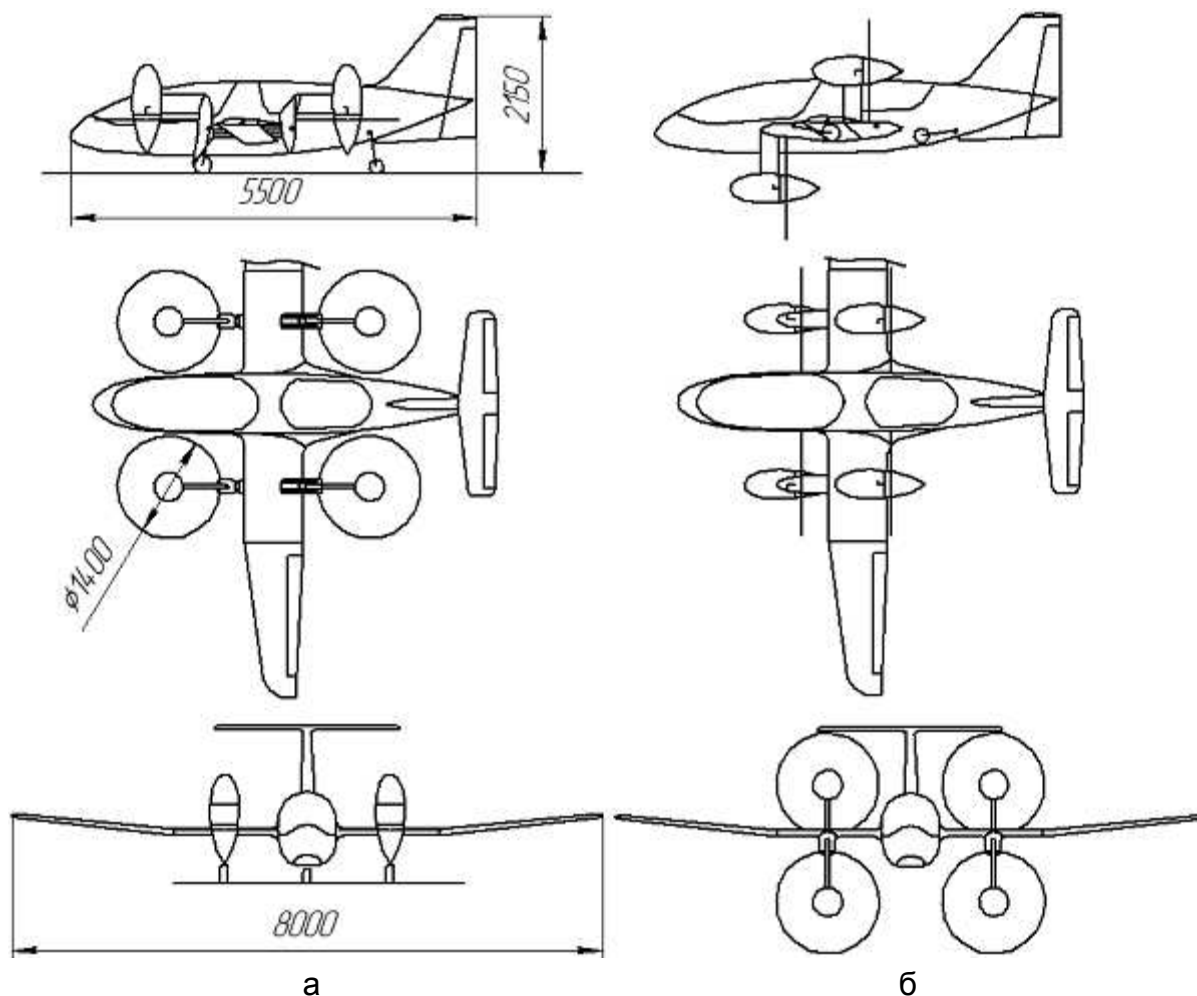


Рис. 1. Схема самолета ВВП:  
а – режим взлета; б – режим горизонтального полета

### Стандартный алгоритм определения геометрических параметров воздушного винта

Воздушные винты различных геометрических форм хорошо исследованы [3], а их основные характеристики доступны для разработчиков силовых установок (рис. 2, 3).

Поскольку диаметр винта чаще всего определяется компоновкой самолета, то задача сводится к определению угла установки лопасти и скорости вращения винта, сочетание которых даст наименьшую потребляемую мощность при получении потребной тяги.

При таких исходных условиях частота вращения определяется соотношением

$$n_s = \sqrt{\frac{P}{D^4 \cdot \alpha \cdot \rho}} = \sqrt{\frac{175}{1.4^4 \cdot 0,126 \cdot 0,126}} = 53,56 (c^{-1}).$$

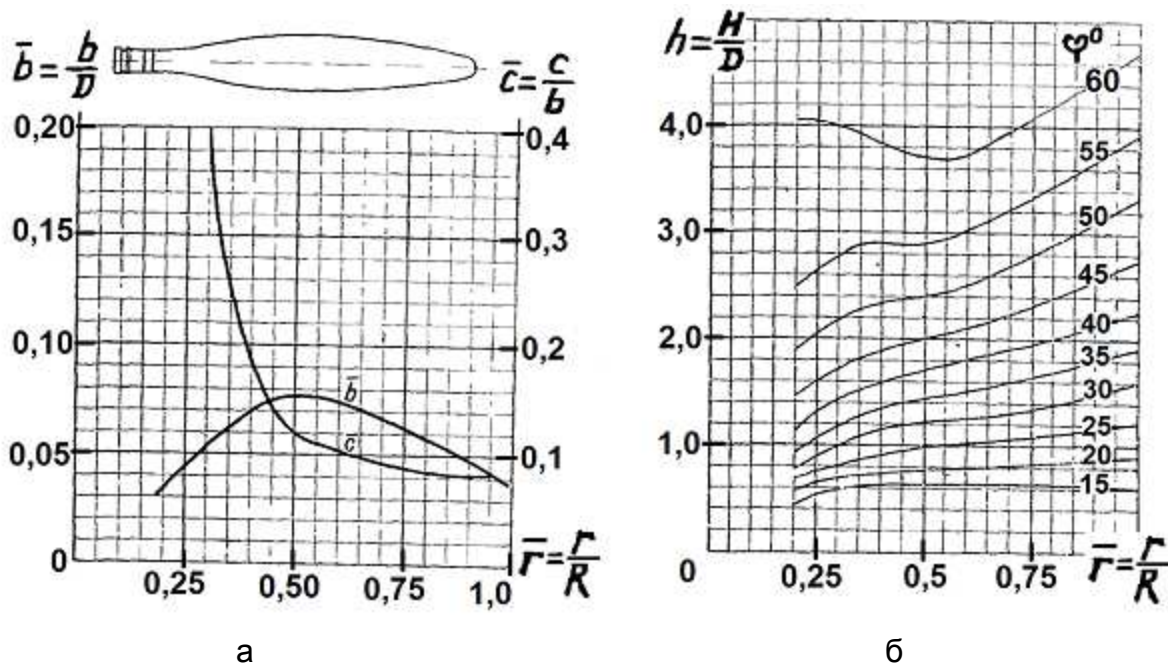


Рис. 2. Геометрические характеристики серии винтов NACA 5868–9:  
 а – распределение относительной толщины и хорды вдоль лопасти;  
 б – распределение относительного шага вдоль лопасти

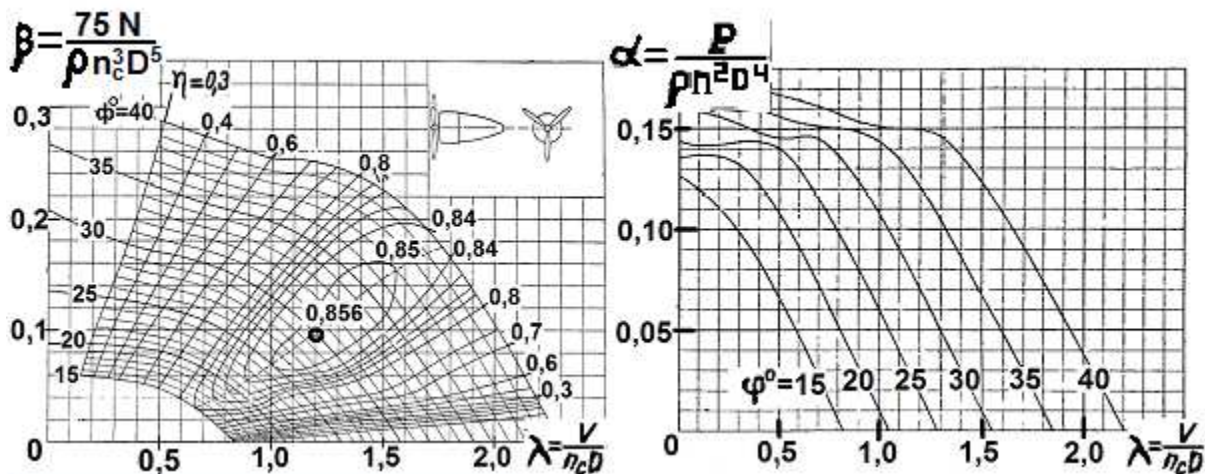


Рис. 3. Аэродинамические характеристики трехлопастных винтов серии NACA 5868–9 с гондолой звездообразного мотора воздушного охлаждения [3].

При этом конец лопасти движется со скоростью

$$\omega \cdot R = \pi \cdot D \cdot n_s = 3,14 \cdot 1,4 \cdot 53,56 = 235,6 \text{ ( м / с )},$$

где  $n_s$  – частота вращения,  $c^{-1}$ ;

$D$  – диаметр винта, м;

$\rho$  – плотность воздуха,  $кг \cdot c^2 / м^4$ , принимаем  $\rho = 0.126$ ;

$\omega$  – угловая скорость вращения,  $c^{-1}$ ;

$\alpha$  – коэффициент тяги.

Число Маха на конце лопасти

$$M = \frac{\omega \cdot R}{a} = \frac{235,6}{336} = 0,7,$$

что вполне приемлемо для использованных характеристик винта (рис. 3).

Из диаграммы (рис. 4) для  $\varphi = 15^\circ$  и  $\lambda = 0$  получаем значение  $\beta = 0,06$ .

Тогда потребная мощность

$$N = \frac{1}{75} \cdot \beta \cdot \rho \cdot n_s^3 \cdot D^5 = \frac{1}{75} \cdot 0,06 \cdot 0,126 \cdot 53,56^3 \cdot 1,4^2 = 83,3 \text{ (л.с.)}.$$

Определение характеристики ВИШ на режиме горизонтального полета с крейсерской скоростью показало, что КПД  $\eta = 0,82$ . При этом режиме потребная мощность  $N=14,9$  л.с., число оборотов в секунду  $n_s = 29,56 \text{ с}^{-1}$ , угол установки сечения на 0,75 г лопасти  $\varphi = 34^\circ$ .

### Анализ работы стандартного винта с помощью импульсной теории

Поскольку геометрия винта известна (рис. 2) проанализируем его работу с помощью импульсной теории [4,5].

Импульсная теория основана на уравнении связи, в котором изменение количества движения воздуха в элементе струи равно импульсу аэродинамической силы элемента лопасти, определенной по экспериментальным характеристикам используемого профиля [5]. Эта теория позволяет для винта с заданной геометрией лопасти проводить проверочный расчет его характеристик.

На рис. 4. показаны величины коэффициентов подъемной силы и осевой индуктивной скорости, найденной по этой теории.

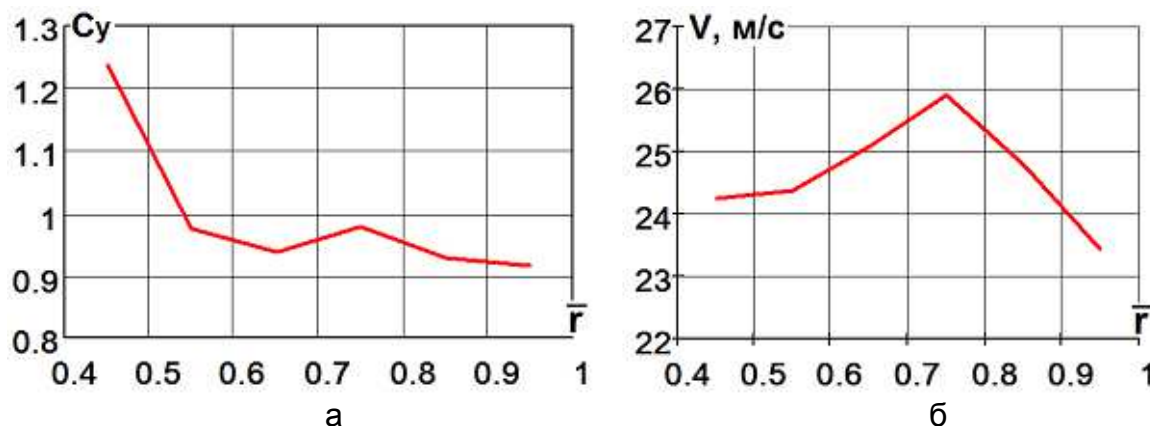


Рис. 4. Результат проверочного расчета трехлопастного винта серии NASA 5868–9 на взлетном режиме по импульсной теории:

а – распределение коэффициента подъемной силы вдоль лопасти;

б – распределение осевой индуктивной скорости вдоль лопасти

На основе полученных результатов можно сделать вывод, что распределение циркуляции вдоль лопасти далеко от эллиптического, которое наиболее оптимально, так как обеспечивает минимум индуктивных потерь [6]. Это означает, что форма лопасти данного винта не является оптимальной на взлетном режиме.

### Определение геометрии лопасти оптимального винта

Спроектируем новый винт для взлета по импульсной теории (рис. 5). Используем эллиптическое распределение циркуляции вдоль лопасти.

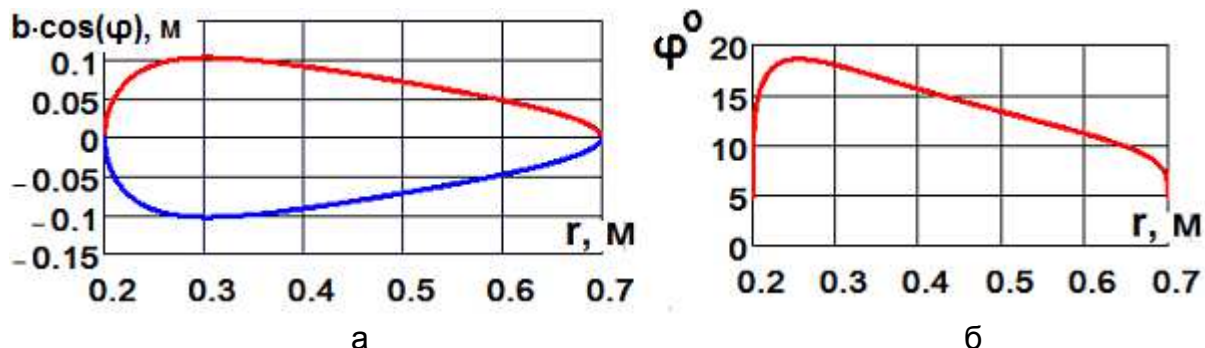


Рис. 5. Результат проектировочного расчета лопасти винта для взлетного режима:  
а – форма в плане; б – распределение углов установки сечений

Проведем проверочный расчет спроектированного винта на режиме горизонтального полета с крейсерской скоростью (рис. 6).

Следует отметить, что скорость вращения и шаг винта не заданы и их можно совместно варьировать при достижении одной и той же тяги на заданной скорости полета. Однако известно, что лишь при одном значении варьируемых параметров будет достигнута минимальная потребная мощность [3]. Эту комбинацию найдем путем решения задачи оптимизации с привлечением встроенной функции пакета MathCad.

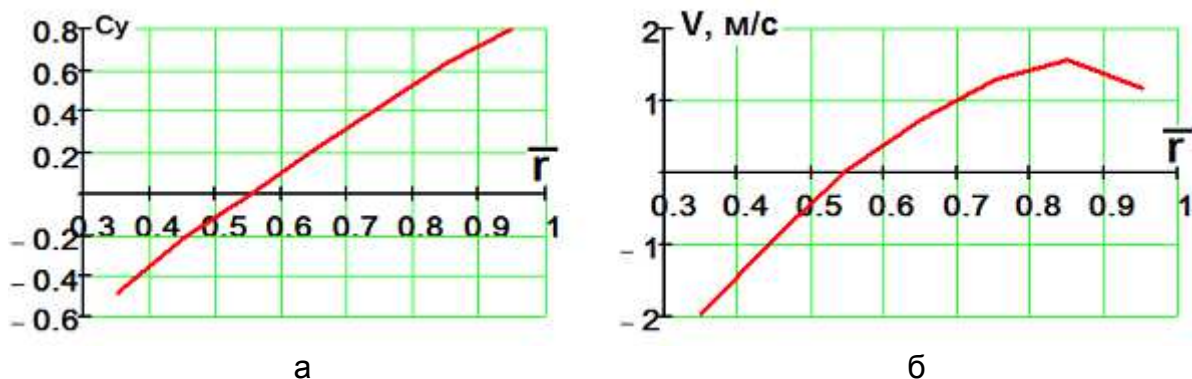


Рис. 6. Результат поверочного расчета винта на крейсерском режиме:  
а – распределение коэффициента подъемной силы вдоль лопасти;  
б – распределение осевой индуктивной скорости вдоль лопасти

Получены следующие результаты:

Оптимальная окружная скорость конца лопасти  $\omega \cdot r = 81,5 \text{ м / с}$ ;

Оптимальный угол установки сечения на  $0,75r$   $\varphi = 51^\circ$ ;

Потребная мощность винта  $N = 13,7 \text{ л.с.}$ ;

КПД  $\eta = 89,7\%$ .

Из результатов расчетов, показанных на рис. 6, видно, что сечения на радиусах до  $0,55R$  создают отрицательную тягу, а распределение циркуляции



далеко от эллиптического. Тем не менее КПД получается очень высоким. Объяснить это можно тем, что сечения, создающие отрицательную тягу, создают также крутящий момент на валу, помогающий двигателю вращать винт, т.е. эти сечения работают в режиме ветряка и частично возвращают энергию, потерянную в результате отрицательной тяги. Результирующая тяга при этом является разностью между положительной и отрицательной тягой. Получению высокого КПД также способствует большая суммарная площадь, ометаемая винтами, и, как следствие, низкая нагрузка. Осевая индуктивная скорость получается довольно низкой, а она, как известно, является основной причиной снижения КПД винта. Следует учитывать также то, что в импульсной теории воздушного винта приняты упрощения, не учитывающие некоторых явлений: наличие радиальных скоростей, центробежных сил, боковых перетеканий на концах лопастей, неоднородности индуктивных скоростей в окружном направлении [4]. Все эти явления существенно снижают КПД реального винта, поэтому в действительности КПД будет значительно ниже полученного.

КПД винта на крейсерском режиме можно увеличить до 90...92% [4], если можно было бы использовать винт, спроектированный для этого режима. Проведем проектировочный расчет для нового винта для горизонтального полета с крейсерской скоростью по импульсной теории. Используем эллиптическое распределение циркуляции вдоль лопасти (рис. 7).

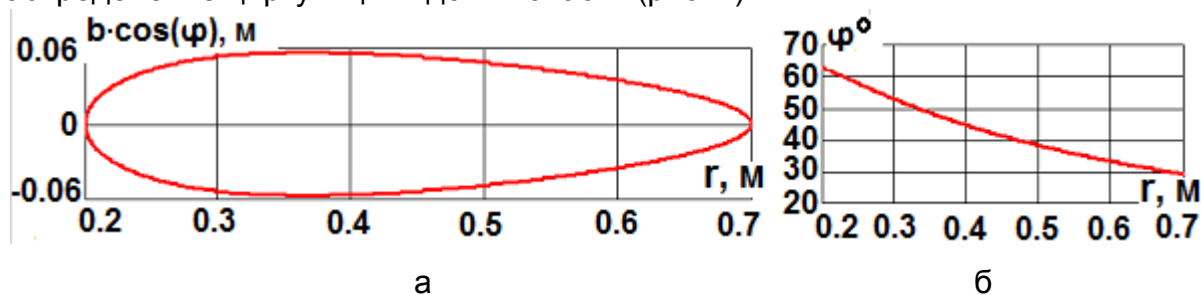


Рис. 7. Результат проектировочного расчета лопасти для крейсерского режима: а – форма в плане; б – распределение углов установки сечений

Расчет показал, что спроектированный для таких условий винт требует мощность в 13,13 л.с. для создания заданной тяги и показывает КПД = 94%.

Если сравнить рис. 7 с рис. 5, то можно заметить, что для режима вертикального взлета и режима крейсерского полета необходимы лопасти с разными круткой и формой в плане, а также разное их количество. Для взлетного режима необходимо четыре лопасти с малой круткой и широкой формой в плане, а для крейсерского режима – две лопасти с большой круткой и узкой формой в плане. Однако винт должен быть один. Если использовать винт для взлетного режима на обоих режимах, то это приведет к снижению КПД винта на крейсерском режиме. В этом мы убедились исходя из результата проверочного расчета и графиков на рис. 6. Винт для крейсерского режима и вовсе не сможет работать на взлетном режиме (недостаточно площади лопастей). Если создать компромиссный винт, форма лопасти которого была бы средним между формами винтов для взлетного и крейсерского режимов, то это приведет не только к повышению КПД на крейсерском режиме, но и к увеличению потребной мощности на взлете. Поскольку именно эта мощность максимальна за все время полета, то она определяет выбор двигателя. Тогда увеличение потребной мощности на

взлете вызовет необходимость устанавливать двигатель с большей мощностью и массой, что в целом ухудшит ЛТХ самолета. Поэтому можно сделать вывод, что наиболее целесообразным является первый вариант, при котором винт, спроектированный для взлетного режима, используется на всех режимах.

Скорее всего именно по этой причине лопасти поворотных винтов на турбовинтовом СВВП Curtis X19 имеют форму, близкую к полученной при проектировочном расчете винта для взлетного режима (рис. 5). Следует отметить, что нагрузка на площадь, ометаемую винтами, у этого самолета при взлете такая же, как и у нашего:  $\rho = 120 \text{ кгс/м}^2$ , а скорость конца лопасти  $\omega \cdot R = 250 \text{ м/с}$  [7].

### Пути повышения характеристик многорежимных винтов

Необходимость в винтах, показывающих высокий КПД на нескольких различных режимах возникает, не только для СВВП, но и для обычных самолетов. С середины двадцатого XX века в различных странах ведутся работы по созданию адаптивного винта [1]. Особый интерес представляют винты изменяемой геометрии (ВИГ), способные менять крутку и диаметр, подстраиваясь под режим работы (рис. 8).

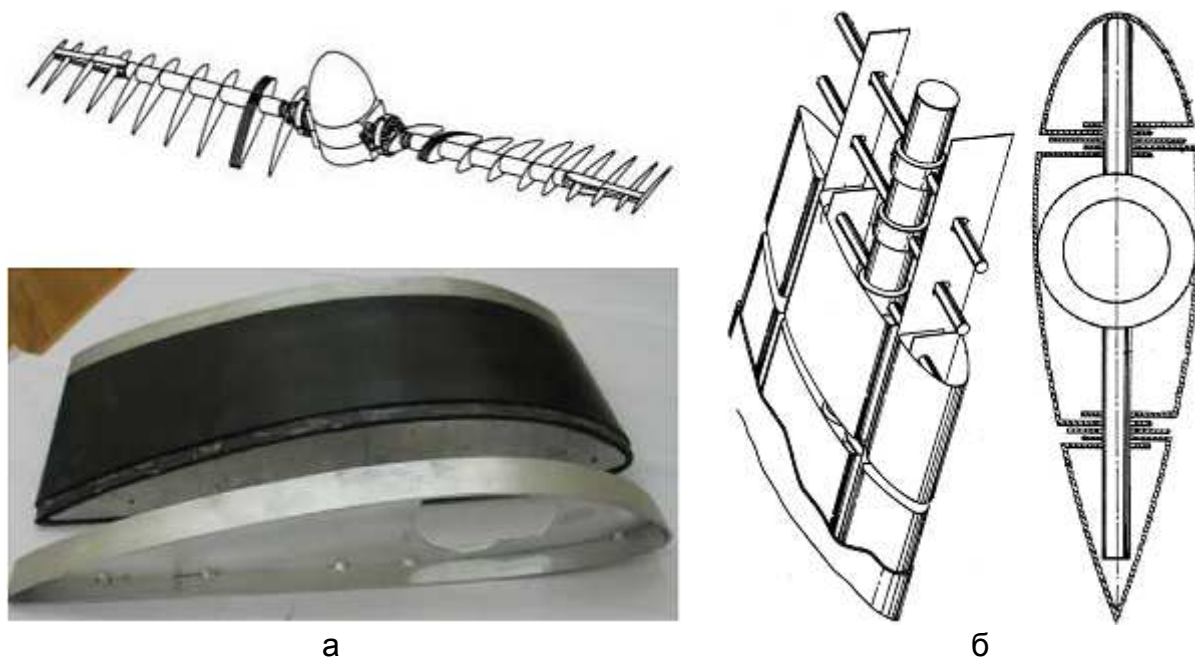


Рис. 8. Схема винта изменяемой геометрии:  
а – с резиновой обшивкой [8]; б – с металлической разрезной обшивкой [9]

Такая возможность реализуется благодаря гибким элементам лопасти и нервюрам, шарнирно закрепленным на лонжероне и способным вращаться вокруг его оси и перемещаться (скользить) вдоль него. Однако механизм, управляющий изменением крутки, довольно сложный и хрупкий и при рабочих оборотах винта заклинивает из – за высоких центробежных сил [8].

Следует заметить, что все пути повышения характеристик многорежимных винтов являются слишком сложными и недостаточно эффективными, чтобы оправдать увеличение массы при их применении.

### Адаптивный винт со складывающимися лопастями

В ходе проектировочных расчетов винта для нашего СВВП (рис. 1) было выявлено основное противоречие в требованиях к форме лопасти. Это противоречие заключается в том, что для взлетного режима необходимо четыре лопасти с малой круткой и широкой формой в плане, а для крейсерского режима – две лопасти с большой круткой и узкой формой в плане. Таким образом, необходимо решение, которое позволит одну лопасть “превращать” в другую при минимальных изменениях в системе и минимальном увеличении массы. Анализ патентов на винты изменяемой геометрии показал, что механизмы, позволяющие менять форму лопасти, слишком сложны и ненадежны.

Существенным шагом вперед в этом вопросе является использование адаптивного винта со складывающимися лопастями для взлетного и крейсерского режимов (рис. 9).

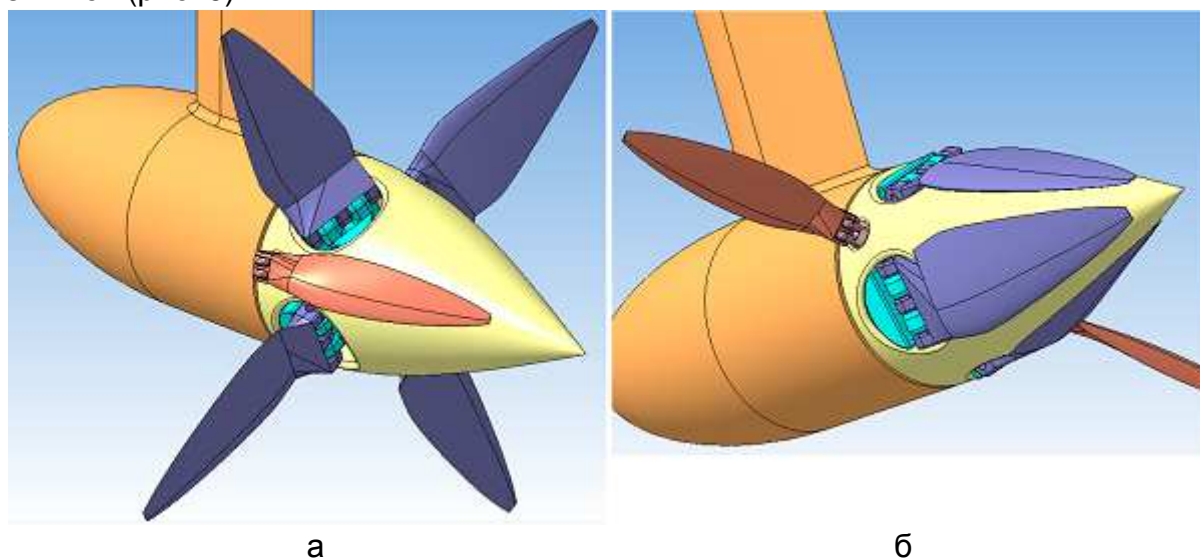


Рис. 9. Схема адаптивного винта со складывающимися лопастями для СВВП:  
а – взлетный режим; б – крейсерский режим

Каждая лопасть крепится к промежуточному звену с помощью горизонтального шарнира, позволяющего ей складываться, прижимаясь к обтекателю. Промежуточное звено крепится к втулке с помощью осевого шарнира, который дает возможность регулировать угол установки лопасти. Шаг лопастей для крейсерского и взлетного режимов управляется одним каналом, но в различных диапазонах. Складывание лопасти происходит благодаря уменьшению шага и созданию отрицательной тяги на ней, а раскладывание – наоборот, благодаря увеличению шага. Для облегчения преодоления центробежной силы при складывании, а также для прижима сложенной лопасти к обтекателю возможно применение пружин, пневмоцилиндров и противовеса на другом конце лопасти относительно шарнира ее крепления к промежуточному звену.

Рассмотрен также вариант применения адаптивного винта на самолете Ан 232.



## Выводы

1. Формирование геометрии лопасти воздушного винта для самолета вертикального взлета и посадки осуществлено на основе стандартной методики и с учетом импульсной теории для этапа взлета и на крейсерском режиме.

2. Выявлено противоречие в потребной геометрии воздушного винта для двух основных режимов полета: для взлетного режима необходимо четыре лопасти с малой круткой и широкой формой в плане, а для крейсерского режима – две лопасти с большой круткой и узкой формой в плане.

3. Для устранения выявленного противоречия предложено новое техническое решение в виде адаптивного винта со складывающимися лопастями, которые способны обеспечить высокую эффективность воздушного винта на этапе взлета и в крейсерском полете.

## Список литературы

1. Курочкин, Ф.П. Проектирование и конструирование самолетов с вертикальным взлетом и посадкой [Текст]/ Ф.П. Курочкин. – М.: Машиностроение, 1977.–224 с.

2. Хафер, К. Техника вертикального взлета и посадки [Текст] / К. Хафер, Г. Закс. – М.: Мир, 1985. – 373 с.

3. Кравец, А.С. Характеристики воздушных винтов [Текст] / А.С. Кравец. – М.: Оборонгиз, 1941. – 260 с.

4. Юрьев, Б.Н. Избранные труды. Т. 1. Воздушные винты [Текст] / Б.Н. Юрьев. – М.: АН СССР, 1961. – 540 с.

5. Александров, В.Л. Воздушные винты. [Текст]/ В.Л. Александров. – М.: Оборонгиз, 1951. – 447 с.

6. Шайдаков, В.И. Аэродинамическое проектирование лопастей воздушного винта [Текст]: учеб. пособие / В.И. Шайдаков, А.Д. Маслов. – М.: МАИ, 1995. – 66 с.

7. Бауерс, П. Летательные аппараты нетрадиционных схем [Текст] / П. Бауерс. – М.: Мир, 1991. – 320 с.

8. Турманидзе, Р.С. Новая конструкция воздушного винта с изменяемыми геометрическими параметрами на основе тросов и гидросистемы. [Электронный ресурс]/ Р.С. Турманидзе. 2008. – 13 с.

9. Propeller with blades which can be twisted. [Авторское свидетельство] / Ferdinand Ludz. Patent Number: 5,284,419 – United States Patent, 1994. – 8 с.

Поступила в редакцию 01.09.2015

## **Формування геометрії лопаті повітряного гвинта для літака вертикального зльоту і посадки**

Розглянуто питання формування геометрії лопаті повітряного гвинта для літака вертикального зльоту і посадки з силовою установкою на основі поршневого двигуна і з урахуванням роботи гвинта на етапі зльоту і в крейсерському режимі польоту. Встановлено, що найефективніші геометричні параметри гвинта, сформовані для режиму зльоту. Показано, що новим кроком у вирішенні такої проблеми є застосування у силевій установці ЛВЗП адаптивних гвинтів зі складаними лопатями. Це дозволяє забезпечити геометрію гвинтової групи, адекватну режимам зльоту і горизонтального польоту.

**Ключові слова:** повітряний гвинт, літак вертикального зльоту і посадки, адаптивний повітряний гвинт, геометрія повітряного гвинта.

## **Forming of blade geometry of propeller for vertical take – off and landing airplane**

A problem of forming of blade geometry of propeller for vertical take – off and landing airplane with piston engine power unit and with taking into account features of propeller operation at take – off and cruise mode is considered. It is proved, that the most effective are geometric parameters for propeller, designed for take – off mode. It is shown, that applying of adaptive propellers with folding blades in VTOL airplane power unit is a new step which provides propeller geometry adequate to take – off and cruise flight mode.

**Keywords:** propeller, vertical take – off and landing airplane, adaptive propeller, propeller geometry.