УДК 629.735.45.035

А. Ю. ДЬЯЧЕНКО, В. С. КРИВЦОВ, А. М. ТИМЧЕНКО

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина

АНАЛИЗ МЕТОДОВ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО РАСЧЕТА НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА

Предложен обзор теорий и методов аэродинамического расчета несущего винта вертолета. Порядок изложения методов соответствует их концептуальному развитию. Проанализированы основные достоинства и недостатки каждого из методов. Приведены результаты выполненных расчетов распределения средней циркуляции вдоль лопасти и угла взмаха лопасти несущего винта вертолета Ми-2 с использованием схемы плоской вихревой пелены. Рассмотрены вопросы возможности наиболее рационального применения каждого метода для конкретного этапа проектирования вертолета, а также режима полета вертолёта с учетом требуемой точности вычислений и располагаемых вычислительных ресурсов.

Ключевые слова: *несущий винт, лопасть, аэродинамический расчет, азимут, угол атаки, угол взмаха, угол притекания, аэродинамические коэффициенты подъемной силы и лобового сопротивления, число Маха (М), число Рейнольдса (Re).*

Введение

На этапе эскизного проектирования вертолетов выполняют основную часть расчетных и экспериментальных исследований аэродинамики и динамики несущего винта (НВ), рулевого винта (РВ) и вертолета в целом. Для повышения достоверности расчетов и снижения количества экспериментальных исследований целесообразно применять несколько (в идеале − все) теорий и методов аэродинамического расчета. Но прежде чем разрабатывать, приобретать или осваивать методики аэродинамического расчета (включая новые и известные компьютерные программы их реализации), конструктор вертолета должен четко представлять суть, возможности, особенности и сложности известных теорий и методов определения аэродинамики вертолета.

При разработке нового вертолета ключевое место занимает задача расчёта аэродинамических характеристик его НВ, так как он является элементом конструкции, в значительной степени определяющим практически все лётно-технические и маневренные характеристики вертолёта.

Для расчёта аэродинамических характеристик НВ сформировалось две группы теорий:

1. В первой (классической) – распределение индуктивных скоростей $\boldsymbol{\upsilon}_i$ по диску НВ задают априори и независимо от действующих на элементы лопасти сил, а их среднее значение $\boldsymbol{\upsilon}_{ср}$ определяют, например, по теореме о количестве движения. К этой группе относится теория Глауэрта-Локка [3] и последующие её развития [3, 4, 9].
2. Во второй – индуктивные скорости $\boldsymbol{\upsilon}_i$ для каждого элемента длины лопасти (рис. 1) рассматриваются как функции аэродинамических сил, действующих на все лопасти. А эти силы являются, в свою очередь, функцией этих индуктивных скоростей. Для их определения разработаны вихревые модели, которые с той или иной степенью точности позволяют моделировать течение в области винта.

Следует рассматривать также импульсную теорию идеального винта, которая может быть использована при развитии энергетических методов аэродинамического расчета и при интерпретации результатов экспериментального определения аэродинамических характеристик НВ.

Аэродинамические силы и моменты, действующие на лопасть НВ, первоначально следует определять на основе "крыльевой" **теории элемента лопасти**, которая базируется на гипотезе плоских сечений.

Рассматривают лопасть НВ на некотором азимуте ψ. Выделяют на ней элемент dr, находящийся на радиусе **r** от оси вращения НВ (рис. 1).

Элемент dr относительно вектора скорости V набегающего потока воздуха имеет угол атаки α. Учитывая, что площадь данного элемента dS = b·dr определяют элементарные аэродинамические силы dY_a и dX_a с помощью известных соотношений [3]:

$$dY_a = C_y \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot b \cdot dr;$$
$$dX_a = C_x \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot b \cdot dr, \tag{1}$$

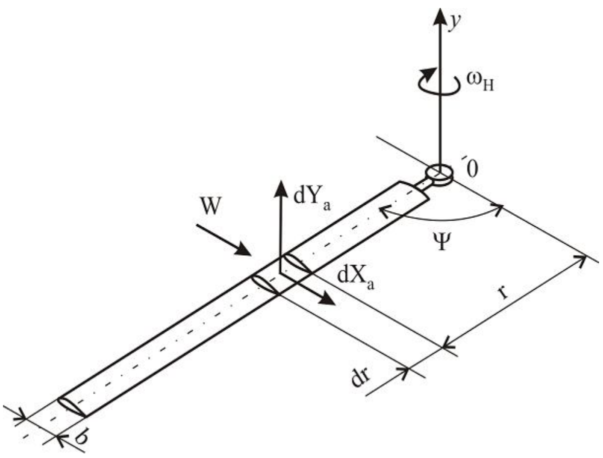


Рис. 1. Расчетная схема лопасти НВ
в теории элемента её длины

где C_y, C_x – аэродинамические коэффициенты подъемной силы и лобового сопротивления профиля элемента лопасти, например, посередине его длины (определяют по данным преимущественно круговой продувки профилей).

Для нахождения элементарных аэродинамических сил вычисляют скорости обтекания V данного элемента и его угол атаки α в зависимости от режима полета вертолета. Проинтегрировав силы по радиусу лопасти, определяют аэродинамические силы и моменты одной лопасти, а затем и НВ в целом [1)]. Следует отметить (рис. 2), что элементарные силы – тягу dT, аэродинамическое сопротивление dQ, момент dM_K сопротивления вращению элемента лопасти НВ и потребную мощность $dN_П$ определяют по следующим формулам [1, 3, 4, 8]:

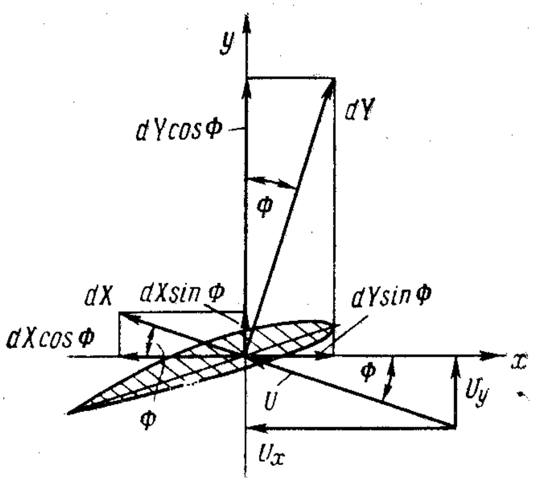


Рис. 2. Аэродинамические силы
в сечении лопасти НВ вертолета

[1)] Влияние особенностей (интерференции лопастей, прикомлевых и концевых эффектов обтекания лопасти, интерференции потоков, отличающихся по длине лопасти вследствие геометрии в плане, крутки и др.) учитывают при этом соответствующими поправками в виде коэффициентов и функций.

$$\begin{aligned}
dT &= dY_a \cos\phi + dX_a \sin\phi; \\
dQ &= dX_a \cos\phi - dY_a \sin\phi; \\
dM_K &= r \cdot dQ; \\
dN_П &= \omega \cdot dM_K,
\end{aligned} \tag{2}$$

где $\alpha = \phi$ – угол атаки α равен углу притекания ϕ;

ω – угловая скорость вращения НВ.

1. Основные методы аэродинамического расчета

1.1. Импульсная теория

В **импульсной теории** индуктивные скорости находят посредством применения общих теорем механики к потоку, обтекающему НВ [3, 9]. При приближённых расчётах для вычисления сил и мощности используют формулы теории идеального НВ с поправками для реальной среды. В дифференциальной формулировке теоремы механики применяют к кольцевым элементам потока, а для определения сил и мощности используют теорию элемента лопасти. Такой подход позволяет рассчитать неравномерность поля индуктивных скоростей на осевых режимах работы НВ. Импульсная теория применяется для предварительной оценки интегральных характеристик НВ (получила распространение вследствие своей наглядности и простоты).

Для вертолета, движущегося по вертикали или висящего в воздухе неподвижно, расчетные формулы несложно получить, воспользовавшись импульсной теорией воздушных винтов, развитой Б. Н. Юрьевым и Г. Х. Сабининым в 1910 г. С самого начала в ней делались допущения, что давления, возникающие в струе, создаваемой самим НВ, относительно невелики, и скорость вращения в струе уходящего от НВ воздуха мала. Для вертолета эти допущения очень близки к действительности.

Классическую вихревую теорию воздушных винтов, охватившую единым анализом и едиными формулами все типы винтов: гребные винты, НВ вертолетов, вентиляторы и ветряные двигатели, создал Н.Е. Жуковский в 1912 г. Она более точно учитывает давления и скорость вращения в струе винта и является огромным научным достижением в аэродинамике. Однако в применении к вертолетам вихревая дает те же самые формулы, что и импульсная теория, если отбросить в формулах очень малые для НВ члены, зависящие от давлений и скоростей вращения струи. Выводы же по импульсной теории во много раз нагляднее, чем по вихревой теории.

В современной импульсной теории рассматривают не всю струю сразу, а ее разбивают на отдельные кольцевые струи, поэтому её тоже называют теорией элемента лопасти. Изменением скоростей по окружности в этой теории обычно пренебрегают, а скорость подсасывания (индуктивную скорость) и скорость отбрасывания берут по средним значениям. Изменение же скоростей по радиусу в этой теории учитывают. Импульсная теория исходит при выводе формул или из рассмотрения элементарной струйки, или из рассмотрения работы элемента лопасти как крыла, что позволяет получить основное выражение этой теории − уравнение связи.

В импульсной теории форма сечения лопасти задается законом изменения индуктивной скорости по лопасти, а в вихревой теории форма задается законом изменения циркуляции скорости вокруг профилей лопасти.

При вертикальном снижении вертолета формулы импульсной теории не дают объяснения возникновению режима вихревого кольца, но выражения для индуктивных скоростей позволяют разобраться в таком явлении. Поэтому формулы импульсной теории здесь применимы лишь условно, так как возникает другая форма потока, чем та, которая предполагалась при выводе этих формул. Не всегда струю винтов на этом режиме изучают с помощью наблюдения самого потока. Часто идут обратным путем и, имея полученные из опытов кривые коэффициента силы тяги и крутящего момента, находят среднюю скорость в плоскости диска винта на радиусе $r_{0.7}$ по основной формуле импульсной теории.

Импульсную теорию целесообразно использовать для расчетов первого приближения.

1.2. Классическая теория

Глауэртом и Локком была разработана (1927 г.) теория НВ автожира. При этом были учтены индуктивные скорости и маховое движение лопастей [3].

В своем анализе они применили метод тригонометрических рядов. Для определения средней индуктивной скорости на ометаемом лопастями диске НВ использовали теорию индуктивного сопротивления, дающую общие формулы для любых несущих систем. На возможность применения этой теории для расчета вертолетов впервые указали также Локк и Глауэрт.

Несущая поверхность (например, крыло или лопасть) заменена здесь так называемыми присоединенными вихрями Жуковского, идущими по размаху крыла. Они сбегают с крыла в виде вихревой пелены. Эти вихри создают в окружающем крыло воздухе так называемые индуктивные скорости. В случае крыла с эллиптическим законом изменения циркуляции по размаху вертикальная скорость скоса по всему размаху одинакова. За крылом, на расстоянии его полуразмаха, эта скорость, оставаясь почти постоянной по размаху, увеличивается примерно в два раза.

Индуктивная скорость может сильно изменяться по диску винта, но средняя индуктивная скорость, вычисленная при применении секундного импульса подъемной силы для косой обдувки, оказывается одинаковой с индуктивной скоростью, вычисленной по импульсной теории. Индуктивные скорости при больших горизонтальных скоростях полета вертолета примерно в 5 раз меньше индуктивной скорости при висении.

Следует отметить, что на самом деле вихревая пелена неустойчива и быстро сворачивается в два отдельных вихревых жгута. Поэтому расчет индуктивных скоростей можно делать исходя также из так называемых "П-образных" вихрей.

При расчете вертолетов для решения дифференциального уравнения второго порядка махового движения лопастей обычно ограничиваются рядами Фурье с первыми гармониками по углу азимута лопастей. Угол взмаха, найденный при решении уравнения махового движения, используют при определении аэродинамических сил и моментов, действующих на лопасти.

В классической теории можно найти угол атаки на любом азимуте и радиусе элемента, зная угол установки лопастей. Результаты получаются довольно близкими к действительности, за исключением сечений, расположенных в прикомлевой зоне лопасти (у втулки НВ).

Много новшеств в теорию Глауэрта-Локка внесли М. Л. Миль и А. П. Проскуряков. Миль впервые изучил неустановившееся движение лопастей НВ и разработал теорию НВ с шарнирным креплением лопастей при криволинейном движении, представляющую собой более общий случай теории Глауэрта-Локка, написанной для прямолинейного движения. Ряд ценных теоретических исследований провел А. П. Проскуряков. Он уточнил теорию НВ с автоматом перекоса, исследовал колебания лопастей около вертикальных шарниров и первым начал исследование вопросов устойчивости движения лопастей.

Действие автомата перекоса на НВ автожира теоретически исследовал А. М. Михайлов в 1940 г [5]. Он также ввел понятие эквивалентного винта, упрощающее приложение теории Локка к винту, снабженному автоматом перекоса.

Общие критические замечания к классической теории несущего винта:

1. Угол притекания ϕ потока воздуха к элементу лопасти вычисляется весьма приближенно, так как его истинная величина

$$\phi = \mathrm{arctg}\left(W_y / W_x\right) \quad (3)$$

заменяется упрощенным выражением

$$\phi = W_y / W_x \ . \quad (3а)$$

Такая замена допустима для углов $\phi < 10^\circ$. Однако на НВ реализуется значительно больший диапазон значений углов ϕ, а на некоторых режимах полета – круговая обдувка профилей лопастей на все 360°.

2. Входящий во все выражения этой теории коэффициент подъемной силы C_y сечений вводится в виде линейной зависимости от α (или ϕ), что справедливо до $\phi = 12 \ldots 14^\circ$. Угол атаки же изменяется – на все 360°.

3. Угол взмаха лопастей считается малым. На самом деле этот угол в некоторых случаях достигает величины 15° (при наличии компенсатора взмаха).

4. В этой теории пренебрегают радиальными составляющими скоростей обтекания профиля, хотя угол скольжения потока по радиусу достигает $\pm 45^\circ$. В таких условиях коэффициенты подъемной силы и аэросопротивления должны сильно изменяться.

5. Не учтено влияние скорости изменения угла атаки профиля на величину подъемной силы, а, следовательно, не учтено явление аэродинамического гистерезиса.

6. В классической теории или совсем не учитывают или учитывают грубо основные аэродинамические критерии подобия Re и M.

7. В этой теории не учитывают изменение индуктивной скорости на ометаемом лопастями диске НВ и берут ее среднее значение, что приводит к ошибочным значениям для режимов маневрирования, крутого взлета и т.д. Для нормальных режимов полета истинные индуктивные скорости оказываются малыми, и закон их изменения по диску мало влияет на окончательный результат.

8. Опыты показывают, что лопасть иногда очень сильно изгибается под действием воздушных и инерционных нагрузок и сильно закручивается, что должно заметно влиять на аэродинамику НВ.

Отклонения вычисленных по классической теории и полученных из экспериментов величин расходятся обычно на 10…15% , а на некоторых режимах на 20…25%. Поэтому классическая теория представляет собой только первое приближение для расчета НВ при косой обдувке.

Наиболее существенным усовершенствованием классической теории является использование в расчетах махового движения и аэродинамических сил методов численного интегрирования с помощью компьютеров. Это сделало возможным использование для определения C_y и C_x сечения в функции угла атаки $\boldsymbol{\alpha}$ непосредственно экспериментальных характеристик профилей, взятых для нужного значения чисел Рейнольдса и числа Маха, и таким образом учесть также влияния сжимаемости.

В дальнейшем оказалось возможным ввести в расчеты не только исходную геометрическую форму лопасти, но и ее деформации как от изгиба в плоскости тяги и плоскости вращения, так и, что особенно важно, от кручения.

Но и после всех этих уточнений остается в силе довольно грубое допущение о равномерном распределении индуктивных скоростей по диску НВ, что приводит не только к неточностям в определении индуктивных потерь мощности, но и к ошибкам в определении истинных углов атаки отдельных сечений лопасти и отсюда – к ошибкам в профильной мощности, тяге и продольной силе.

Таким образом, дальнейшее уточнение теории НВ происходит по пути развития вихревой теории, единственно способной определить распределение индуктивных скоростей в зависимости от действующих на каждом данном элементе лопасти сил [4].

Вихревая теория, унаследовавшая все уточнения, внесенные при развитии численных методов расчета по классической теории, по существу становится наиболее точной теорией. В ее развитии можно и не пользоваться предположением о стационарности обтекания сечений лопасти и уточнять поляру сечения, используя экспериментальные данные о влиянии центробежных сил на явления, протекающие в пограничном слое.

Классическая теория НВ.
Метод численного интегрирования

При расчетах следует в первую очередь отказаться от принятой в теории Глауэрта–Локка аппроксимации характеристик профиля [4].

В уточненных методах расчета в каждой точке ометаемого диска находят угол атаки и число M, а затем аэродинамические коэффициенты определяют по графикам характеристик профиля. Расчет может быть построен на основе определения β и $d\beta / d\psi$ численным интегрированием уравнения махового движения. При этом используются следующие допущения:

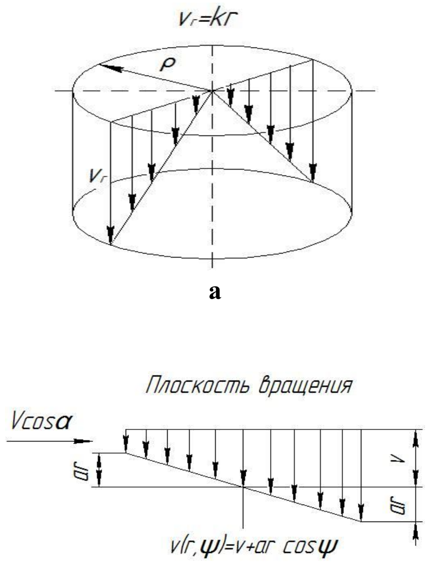
1. Аэродинамические коэффициенты сечений определяют без учета углов скольжения и изменений в пограничном слое из-за действия центробежных сил.

2. Пренебрегают влиянием нестационарности обтекания сечений лопасти, совершающей сложное движение, на аэродинамические характеристики

профиля. Расчет аэродинамических характеристик может выполняться вместе с расчетом деформаций лопасти и с учетом распределения индуктивных скоростей, вызванных вихревой системой произвольной формы.

Индуктивная скорость в классической теории

В классической теории для определения угла атаки лопасти необходимо найти вертикальную составляющую индуктивной скорости. В случае осевого обтекания эпюра распределения этой скорости имеет преимущественно воронкообразную форму (рис. 3,а), а в случае горизонтального полета – примерно линейное распределение (рис. 3,б) [4].



а

б

Рис. 3. Распределение индуктивной скорости в классической теории:
а – осевое обтекание; **б** – косая обдувка

Следует отметить, что при использовании классической теории распределение индуктивной скорости по диску винта может быть определено по импульсной теории.

Учет неоднородности распределения индуктивной скорости увеличивает индуктивные потери примерно на 13% по сравнению со случаем равномерного распределения на режиме висения. При больших скоростях полета максимальное уточнение в потребной мощности путем учета неравномерности распределения индуктивных скоростей может составить лишь 1…2 % в мощности.

Таким образом, ясно, что для расчета основных летных данных вертолета (соответствующих стационарным режимам полета) существенно более сложные расчеты аэродинамических характеристик НВ по вихревой теории целесообразны, но не край обязательны. Уточнение в углах атаки сечений, даваемой вихревой теорией, становится необходимым при расчете напряжений в конструкции при встрече лопасти с вихревым полем, для определения граничных режимов.

1.3. Вихревые теории несущего винта

Главной задачей вихревой теории НВ является определение аэродинамических нагрузок на его лопасти с учетом неравномерного поля индуктивных скоростей [1].

Решение этой задачи позволяет:

1. Уточнить аэродинамические характеристики НВ на ускоренных режимах полета вертолета.
2. Определить как постоянные, так и переменные аэродинамические нагрузки на лопасть и по этим нагрузкам рассчитать колебания лопасти, уточнить деформации лопасти, квазипостоянные и переменные напряжения в её элементах конструкции.

С помощью вихревой теории оказывается возможным объяснить такие явления, как резкое возрастание переменных нагрузок на лопасть и вибрации вертолета на режимах малых скоростей полета. При этом поле индуктивных скоростей особенно неравномерно и наблюдается явление, которое называют индуктивным срывом потока. Последнее возникает вследствие больших индуктивных скоростей, возникающих в зоне вихрей, сходящих с законцовок лопастей.

Не менее важной задачей вихревой теории является также определение поля индуктивных скоростей, вызываемых винтом в потоке, обтекающем вертолет и его отдельные части в полете.

Вихревая теория НВ, разработанная Жуковским (в 1912–1918 гг.), предусматривает замену воздействия лопастей винта на окружающую среду воздействием системы вихрей – «присоединенных» к лопасти и «свободных», которые сбегают с лопасти и движутся по линиям тока в относительном движении. Г. И. Майкапар обобщил (в 1947 г.) вихревую теорию Жуковского, рассмотрев НВ с конечным и бесконечным числами лопастей при косом обтекании. Для случая бесконечного числа лопастей была предложена схема скошенного вихревого цилиндра.

Схема плоской вихревой пелены

При достаточно большой скорости полета вертолета можно считать, что вихревой цилиндр превращается в плоскость, а свободные вихри принимают циклоидальную форму (рис. 4). Разработка вихревой теории на базе **схемы плоской вихревой**

пелены и доведение ее до инженерного приложения осуществлены Л. С. Вильдгрубе [1, 10].

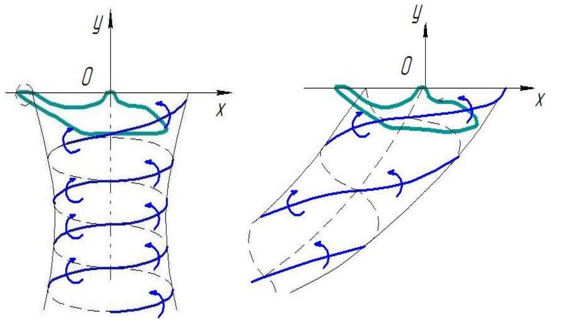


Рис. 4. Форма струи
при различных режимах полета

Ниже приведены результаты расчетов угла взмаха β для вертолета Ми-2 с использованием схемы плоской вихревой пелены.

Для определения компонентов индуктивной скорости, влияющей на маховое движение, необходимо знать распределение по длине лопасти средней по окружностям ее сечений циркуляции. Необходимо отметить, что в данном случае учитывают только среднюю циркуляцию, т.е. принимают, что она постоянна по окружности сечения лопасти. В окончательном виде формула для определения циркуляции по теореме Жуковского о подъемной силе имеет следующий вид [1, 10]:

$$\overline{\Gamma}_{\text{г}} = B\cdot\left(\phi_{\text{э}}\cdot\overline{r}\cdot\left(1+0{,}5\cdot\mu^2/\overline{r}^2\right)+\mu\cdot\alpha_{\text{э}}\right), \qquad (4)$$

где $$B=\frac{4\cdot\pi\cdot a_\infty\cdot\mu\cdot\overline{b}_7}{8\cdot\pi\cdot\mu+a_\infty k\cdot\overline{b}_7\cdot\left(1+\mu^2/\overline{r}^2\right)}. \qquad (5)$$

Здесь a_∞ – угловой коэффициент касательной к кривой C_y; μ – характеристика режима работы НВ; $\overline{b}_7$ – относительная хорда лопасти в сечении на радиусе $r_{0.7}$; $\phi_{\text{э}}$ – угол притекания к сечению лопасти эквивалентного винта; $\alpha_{\text{э}}$ – угол атаки сечения лопасти эквивалентного несущего винта.

Маховое движение лопасти относительно плоскости вращения НВ определяют (учитывая только первую гармонику ряда Фурье) [1, 2, 3, 4, 10] по выражению

$$\beta = a_0 - a_{10}\cdot\cos\psi - b_{10}\cdot\sin\psi\,. \qquad (6)$$

Здесь a_{10} и b_{10} – коэффициенты махового движения лопастей при отсутствии регулятора взмаха ($\overline{k}=0$) и нейтральном положении управления ($\theta_1=\theta_2=0$).

Формула для угла конусности [1, 10] имеет вид

$$a_0 \approx 0{,}125\cdot\gamma\cdot C_{\text{T}}/\sigma\,, \qquad (7)$$

где γ – массовая (весовая) характеристика лопасти; C_{T} – коэффициент силы тяги НВ (для приближенных расчетов принимают соответствующим тяге НВ равной $T_{\text{НВ}} = 1{,}03\ldots1{,}05\cdot G_0$); σ – коэффициент заполнения НВ; $m_{\text{л}}$ – масса лопасти НВ.

Из выражения (6) после подстановок всех известных величин получим для прямоугольной лопасти с коэффициентом концевых потерь $\chi \approx 0{,}94$ при коэффициенте компенсатора взмаха $\overline{k}=0$ и угле общего шага, равного углу атаки (углу притекания) эквивалентного винта $\phi_0=\phi_{0\text{э}}$ [1, 10]

$$a_{10} = \left(1{,}5\cdot\mu-0{,}6\cdot\sigma\right)\cdot C_{\text{T}}/\sigma-1{,}64\cdot\mu^2\cdot\alpha_{\text{э}}\,. \qquad (8)$$

Согласно (6) запишем формулу для нахождения b_{10} в случае прямоугольной лопасти [1, 10]

$$b_{10}=\left(\frac{4}{3}\cdot\mu\cdot a_0-4\cdot\hat{V}_b\right)\Big/\left(1+\frac{1}{2}\cdot\mu^2\right), \qquad (9)$$

где $\hat{V}_b$ – составляющая индуктивной скорости, при вычислении которой используют распределение циркуляции по радиусу лопасти и табличные значения одного из коэффициентов при разложении индуктивной скорости в ряд Фурье.

Согласно данной методике была разработана программа расчета циркуляции и коэффициентов махового движения лопастей для вертолета Ми-2 на двух режимах горизонтального полета с относительной скоростью $\mu=0{,}15$ и $\mu=0{,}25$. Практические результаты приведены в [6]. Расчетные данные показаны на рис. 5 и 6

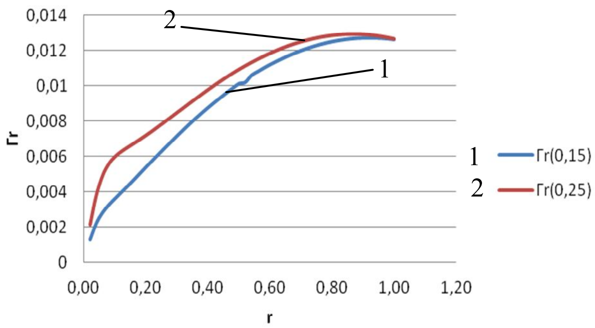


Рис. 5. Эпюра средних (по окружностям движения элементов лопасти) циркуляций по относительному радиусу лопасти

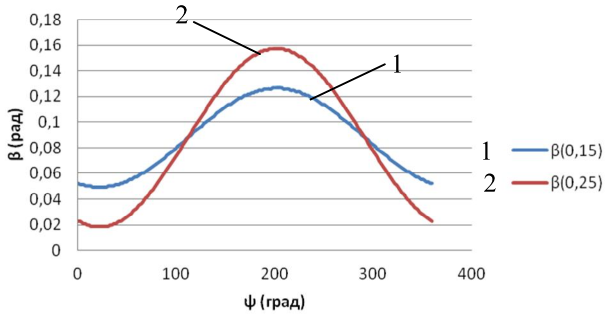


Рис. 6. Зависимость угла β взмаха лопасти от ее азимутального положения

Линейная и нелинейная вихревые теории

Для расчёта распределённых и интегральных аэродинамических характеристик НВ в настоящее время широко используют **линейные вихревые теории**. В вихревой теории НВ заменяют системой из присоединённых и свободных вихрей. Если каждая лопасть НВ, рассматриваемая отдельно от остальных, характеризуется своей индивидуальной вихревой системой, то такую теорию называют **лопастной**. Если НВ заменить активным диском, что соответствует переходу к винту с бесконечным числом лопастей, который каждой своей точкой оказывает силовое воздействие на окружающую среду, то соответствующую теорию называют **дисковой**.

В линейных теориях задачу о деформации системы свободных вихрей не решают или решают в упрощённом виде. Предполагают, что свободные вихри движутся вместе с невозмущённым потоком или же учитывается главная часть деформаций (**квазилинейные теории**). В любом случае, форму следа за винтом постулируют [1, 4].

Допущения квазилинейной вихревой теории НВ

Для НВ характерны малые скорости вертикального перемещения, при которых влияние индуктивных скоростей на форму свободных вихрей весьма значительно и должно быть учтено. Для этого задачу НВ при малой скорости полета решают приближенно численным методом на основе обычных допущений теории винта и известной гипотезы, применяемой при малой скорости полета [1]:

1. Лопасть НВ схематизируется радиальным отрезком несущей линии с переменной по длине циркуляцией.

2. Обтекание профилей лопасти НВ плоское.

3. Зависимость коэффициента подъемной силы профиля от угла атаки предполагается линейной.

4. Отделяющиеся от произвольной точки вращающейся несущей линии элементы свободных вихрей движутся в пространстве прямолинейно со скоростью, равной сумме скорости набегающего потока и средней по ометаемому диску индуктивной скорости, что дает главную часть влияния поля индуктивных скоростей на движение вихрей.

В соответствии с первой теоремой Гельмгольца о вихрях от произвольной точки несущей линии будут непрерывно отделяться элементы вихрей, которые, перемещаясь вместе с частицами потока, образуют свободный вихрь. Совокупность таких вихрей образует вихревую пелену. Составив параметрические уравнения поверхности вихревой пелены и подставив эти соотношения в известную формулу Био-Савара, можно получить индуктивные скорости, индуцированные системой свободных вихрей винта.

Таким образом, в основе данного численного метода лежит замена непрерывного вихревого слоя совокупностью дискретных подковообразных вихрей.

Применение схемы тонкой несущей поверхности

Гипотеза плоских сечений не вполне корректна, если обтекание лопастей существенно отличается от плоскопараллельного. В этом случае при определении аэродинамических нагрузок оправдано применение теорий, в которых лопасть рассматривают как тонкую несущую поверхность, что позволяет рассчитать несущие свойства лопастей [1, 7, 8].

Применение схемы несущей поверхности к расчету НВ вызвано необходимостью изучения обтекания концевой части лопасти, где классическая схема несущей линии не применима. В общем случае задача сводится к интегрированию уравнения неразрывности.

Граничным условием задачи будет условие плавного и безотрывного обтекания, согласно которому нормальная составляющая относительной скорости потока на несущей поверхности равна нулю. Постулат Чаплыгина – Жуковского о конечности скорости на задней кромке обеспечивает единственность решения задачи.

Несущая поверхность может быть заменена слоем присоединенных вихрей, интенсивность которых зависит от положения их на поверхности. В соответствии с теоремой о постоянстве циркуляции на слое присоединенных вихрей непрерывно образуются элементы свободных вихрей, которые сначала перемещаются по несущей поверхности, а затем сбегают с нее и движутся по линиям тока, образуя слой свободных вихрей. Связь вектора индуктивной скорости с интенсивностью слоя вихрей выражается интегральным соотношением на основе закона Био-Савара. Это соотношение является решением уравнения неразрывности, поэтому задача сводится к расчету интенсивности вихревого слоя на основе граничных условий. Математически эта задача сводится к решению основного интегрального уравнения типа Фредгольма первого рода. По вычисленному распределению интенсивности присоединенных вихрей аэродинамические нагрузки определяют по теореме Жуковского в основном.

Для практических расчетов вихревой слой представляется совокупностью дискретных подковообразных вихрей. В результате такого подхода основное интегральное уравнение заменяется системой алгебраических уравнений, определяющей искомые циркуляции дискретных вихрей.

Решение задачи расчёта сил сопротивления лопасти и крутящего момента НВ при таком подходе содержит определённые трудности, связанные с корректным составлением и решением больших систем алгебраических уравнений.

Нелинейная вихревая теория

В последние годы благодаря бурному развитию вычислительной техники появилась возможность применения **нелинейных вихревых теорий** для решения практических задач, в том числе моделирования аэродинамики несущего винта при боевом маневрировании вертолёта [1].

Основным допущением линейной теории для расчета индуктивных скоростей является то, что перенос вихрей происходит с постоянной скоростью. Это допущение позволяет сразу построить форму вихревой пелены, вводимую далее в расчеты индуктивных скоростей. Линейная теория дает хорошие результаты, если индуктивные скорости малы по сравнению со скоростями набегающего на винт однородного потока, так что скорости переноса вихрей близки к скорости невозмущенного потока. Такой случай имеет место при полете вертолета с большой горизонтальной скоростью. При полете же с малой скоростью индуктивные скорости сравнимы со скоростью набегающего потока и, являясь переменными, приводят к деформации реальной системы вихрей по сравнению с теоретической схемой линейной теории. Для уточнения поля скоростей течения, вызываемого винтом на этих режимах, расположение вихрей желательно определять вместе с полем вызываемых ими переменных индуктивных скоростей. При этом требуется разработка еще более сложных расчетных программ, реализуемых на компьютерах соответствующего уровня.

1.4. Метод численного интегрирования уравнений Навье-Стокса

В последнее время получили развитие методы расчёта характеристик НВ с помощью численного решения системы уравнений Навье-Стокса. Точность таких расчетных методов в определении аэродинамических сил и моментов значительно возросла за счет, как уточнения математических моделей, так и усовершенствования прикладных пакетов для построения расчетных сеток [11].

В настоящее время наиболее распространенными методами моделирования турбулентных течений являются методы, основанные на решении уравнений Рейнольдса, возникающих вследствие применения осреднения уравнений Навье-Стокса (например, RANS, URANS). Вместе с тем, результаты расчетов по этим методам очень чувствительны к выбору той или иной замыкающей полуэмпирической модели турбулентности, а иногда и просто не способны отразить характерные особенности, присущие реальным турбулентным течениям. Свойственная этим моделям генерация высокого уровня турбулентной вязкости препятствует развитию крупномасштабных трехмерных пульсаций, которые в действительности определяют структуру осредненного движения. Этот подход не в состоянии обеспечить приемлемую для практики точность описания турбулентных течений при наличии в потоке обширных отрывных зон. Считается, что возможности усовершенствования полуэмпирических моделей в принципе еще не исчерпаны, но существенный прогресс в этой области весьма затруднен. Это объясняется специфическими физическими особенностями отрывных течений, в частности, наличием в них так называемых организованных (когерентных) вихревых нестационарных структур, геометрические параметры которых определяются конкретными характеристиками рассматриваемого течения и граничными условиями. Это делает построение универсальной полуэмпирической модели турбулентности для расчета отрывных течений исключительно сложной, если вообще разрешимой задачей. Метод моделирования крупных вихрей (Large Eddy Simulation, LES) предполагает аккуратный расчет переноса импульса и тепла лишь крупными, энергетически важными структурами, что позволяет рассчитывать термоконвективные течения – при относительно высоких значениях числа Рейнольдса с привлечением сравнительно простых замыкающих моделей. Однако моделирование турбулентных течений в присутствии твердых границ на основе метода LES в чистом виде сопровождается требованиями по сеточному разрешению пристеночных областей, в которых присутствуют относительно мелкие вихри. Стремление преодолеть ограничения RANS и LES привело к появлению гибридного подхода в 1997 г. Был сформулирован новый подход к моделированию отрывных течений, получивший название − метод Моделирования Отсоединенных Вихрей (Detached Eddy Simulation, DES). В этом методе пристеночные области рассчитывают на основе RANS, а вне их используют LES.

Среди названных подходов к численному описанию турбулентности все возрастающей привлекательностью обладает метод прямого численного моделирования (Direct Numerical Simulation, DNS). Однако метод DNS обеспечивает надежность результатов расчетов только при полном разрешении всех составляющих движения. Выполнение данного условия налагает жесткие требования к вычислительным ресурсам, быстро возрастающие при увеличении чисел Рейнольдса. Поэтому характерной особенностью течений, исследованных до настоящего времени в рамках DNS, является их пространственная ограниченность (течения в канале, пограничный слой) при сравнительно небольших числах Рейнольдса.

Несмотря на бурный (экспоненциальный) рост производительности компьютеров и значительные успехи, достигнутые в последние годы в области построения эффективных численных алгоритмов для решения задач аэродинамики и теплообмена, расчет турбулентных течений, как и на протяжении многих предшествующих десятилетий, является одной из наиболее сложных проблем вычислительной аэродинамики.

Вместе с тем общий прогресс вычислительной аэродинамики существенно способствует решению проблем моделирования турбулентности. В частности, в последние годы все большее применение находят подходы к моделированию турбулентности, базирующиеся на первых принципах аэродинамики (DNS, LES). Однако из-за крайней вычислительной трудоемкости этих подходов их широкое практическое использование для решения сложных задач аэродинамики может начаться лишь в ближайшем будущем. Данный вывод наглядно иллюстрирует таблица, заимствованная из работы [12], опубликованной в 2000 году.

В таблице представлены оценки вычислительных ресурсов, необходимых для расчета обтекания типичного гражданского самолета или автомобиля с использованием всех известных методов расчета турбулентных течений, начиная от полуэмпирических методов, базирующихся на осредненных по Рейнольдсу уравнениях Навье-Стокса (RANS) и кончая полностью свободным от эмпиризма методом DNS. Данные этой таблицы для RANS основаны на реальном опыте использования соответствующих методов, имевшемся в 2000 г., а прогноз готовности методов DNS, LES и DES сделан на основе весьма оптимистичной оценки темпов роста производительности компьютеров (в два раза каждые пять лет). При этом оценки вычислительных ресурсов, необходимых для DNS, LES и DES, основываются на общих представлениях о характеристиках турбулентности и свойствах указанных методов. В применении к задачам моделирования обтекания НВ вертолёта кроме указанной сложности задачи моделирования внешнего обтекания нестационарным потоком существует также ряд специфических трудностей − в частности, учет изгибных и крутильных деформаций лопасти. По этой причине остаётся целесообразным использование вихревых теорий при моделировании вихревого следа за НВ и его влияния на формы поверхностей выступающих в поток элементов конструкции вертолёта.

Таблица

Вычислительные ресурсы и перспективы практического применения различных подходов к моделированию турбулентных течений [11, 12]

Метод	Необходимое число узлов сетки	Необходимое число шагов по времени	Год готовности*)
3D STEADY RANS	10^7	10^3	1985
3D UNSTEADY RANS	10^7	$10^{3.5}$	1995
DES	10^8	10^4	2000
LES**)	$10^{11,5}$	$10^{6,7}$	2045
DNS	10^{16}	$10^{7,7}$	2080***)

*) Под готовностью подразумевается возможность расчета одного варианта в течение суток на самых мощных из доступных компьютеров.

**) Имеется в виду LES с пристеночным RANS моделированием; в случае LES вплоть до твердых стенок затраты оказываются сопоставимыми с затратами DNS.

***) На компьютере с производительностью 1 терафлоп время расчета составляет ~5000 лет!

1.5. Метод дискретных вихрей

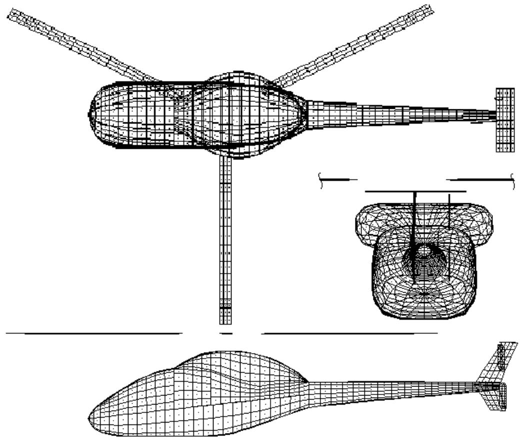
Появление нового, весьма мощного и общего метода исследований – численного эксперимента – как никогда ранее тесно увязало физическое содержание задачи, математическую формулировку и численный метод её решения, учитывающий особенности компьютерной техники.

Перспективность вихревых методов обусловлена тем, что во многих практических задачах обтекания тел завихренность сосредоточена в относительно небольших объемах – следах тел. Это позволяет сосредоточить вычислительные ресурсы в таких областях, достигая там высокого разрешения структуры течения с относительно небольшими затратами. Вихревые модели допускают бессеточную реализацию, что является их значительным преимуществом, так как построение сеток с существенно различной степенью детализации в разных областях течения представляет собой достаточно сложную задачу, особенно при рассмотрении обтекания тел изменяющейся формы и с подвижными границами течения. Еще одним важным преимуществом вихревых бессеточных методов является простота удовлетворения граничных условий на бесконечности при решении задач внешнего обтекания.

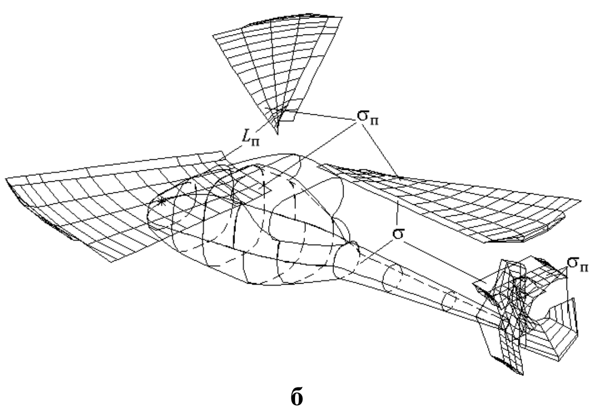
Идея рассматриваемого подхода, получившего название «метод дискретных вихрей», состоит в следующем. Непрерывный вихревой слой, моделирующий несущую поверхность и след за нею, заменяют системой дискретных вихрей. На несущей поверхности выбирают точки, называемые расчетными, в которых выполняется условие непротекания (сумма нормальных составляющих скоростей, индуцируемых вихрями, и набегающего потока равны нулю) (рис. 7, 8). Задача нахождения неизвестных циркуляций дискретных вихрей сводится к системе линейных алгебраических уравнений [7, 8, 13 - 19].

Решение задачи не единственно и может иметь особенности на кромках и изломах несущей поверхности. Нужный класс решения определяется физическим содержанием задачи и выделяется выбором указанных особенностей. В методе дискретных вихрей он осуществляется следующим образом (Б-условие метода дискретных вихрей). К тем кромкам, где решение должно быть неограниченным, ближайшими располагают дискретные вихри, а к тем, где оно ограничено, – расчетные точки. Кроме того, суммы, которыми заменяют сингулярные интегралы в теории несущей поверхности, должны соответствовать главным значениям интегралов в смысле Коши. Для этого внутренние расчетные точки должны лежать посередине между вихрями на поверхности (или стремиться к этим положениям).

Вихревое моделирование течений осуществляется на основе уравнений, не содержащих давления, так как уравнение эволюции поля завихренности получается из уравнений Навье – Стокса после применения к нему оператора rot, в результате чего давление выпадает. Это облегчает решение уравнений, однако в случае, когда требуется вычисление сил, действующих на тела, или распределения давления в пространстве течения, необходимо иметь формулы для восстановления этих величин из характеристик вихревого поля.



а



б

Рис. 7. Вихревая схема вертолета [19]:
а – расчетная вихревая схема;
б – вихревая схема компоновки

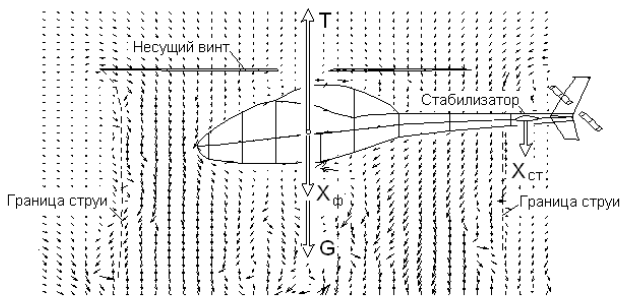


Рис. 8. Влияние планера вертолета
на поток от НВ при режиме висения [19]

Для расчета давления в безвихревых областях нестационарного течения методом дискретных вихрей обычно применяют формулу Коши-Лагранжа. При этом потенциал скорости вычисляют как интеграл от потенциалов прямолинейных или замкнутых вихревых нитей. Но эта формула неприменима в вихревых и неодносвязных областях. Поэтому приходится интегрировать уравнения движения жидкости, предварительно вычисляя производные скорости по пространству и времени, что в случае дискретного распределения вихрей является довольно сложной процедурой. Задача еще более усложняется при вихревом моделировании вязких течений, для которых в уравнениях движения жидкости присутствуют вторые производные по пространству. Решение уравнения Пуассона для давления, применяемое на эйлеровых сетках, в бессеточных методах все же трудно реализуемо.

Выводы

В связи со сложностью решения задач аэродинамики и динамики несущего винта вертолета необходимо, прежде чем проводить наземные экспериментальные исследования и лётные испытания, использовать все доступные и/или освоенные методы расчета. Для этого следует продолжать разрабатывать эффективные методики, алгоритмы, программы реализации, обработки и интерпретации результатов расчета аэродинамических нагрузок, действующих на лопасти и НВ в целом на различных режимах полета вертолета. Целесообразно применять каждый из приведенных методов расчета на соответствующих этапах проектирования вертолета с учетом требуемой для каждого этапа точностью. Так, на этапе предварительного проектирования вертолета вполне достаточным является применение "крыльевой" теории элемента лопасти, базирующейся на гипотезе плоских сечений, с использованием импульсной и фрагментов классической теорий. Следует отметить, что на наиболее трудоемком и ответственном этапе эскизного проектирования вертолета хорошие расчетные результаты дает получить совместное применение классической теории (метод численного интегрирования) и метода дискретных вихрей при активном использовании прикладных расчетных программ и современных сред ЭВМ.

Литература

1. *Теория несущего винта [Текст] / В.Э. Баскин, Л.С. Вильдгрубе, Е.С. Вождаев, Г.И. Майкопар ; под. ред. д-ра техн. наук А.К. Мартынова. − М. : Машиностроение, 1973. – 364 с.*

2. *Проскуряков, А. П. Аэродинамический расчет несущего винта с переменным по азимуту углом установки лопасти [Текст] / А. П. Проскуряков // Труды ЛИИ. - 1946. - № 16. – С. 1–18.*

3. *Юрьев, Б. Н. Аэродинамический расчет вертолетов [Текст] / Б. Н. Юрьев. – М. : Оборонгиз, 1956. – 559 с.*

4. *Вертолеты. Расчет и проектирование [Текст] / М. Л. Миль, А. В. Некрасов, А. С. Браверман и др. – М. : Машиностроение, 1966. – 456 с.*

5. *Михайлов, А. Н. Теория ротора автожира с переменным углом установки [Текст] / А. Н. Михайлов // ТВФ. – 1940. – № 3. – С. 54–66.*

6. *Зозуля, В. Б. Практическая аэродинамика вертолета Ми-2 [Текст] / В. Б. Зозуля, К. Н. Лалетин, Н. И. Гученко. – М. : Воздушный транспорт, 1984. – 176 с.*

7. *Белоцерковский, С. М. Тонкая несущая поверхность в дозвуковом потоке газа [Текст] / С. М. Белоцерковский. – М. : Наука, 1965. – 244 с.*

8. *Белоцерковский, С. М. Исследование на ЭВМ аэродинамических и аэроупругих характеристик винтов вертолетов [Текст] / С. М. Белоцерковский, Б. Е. Локтев, М. И. Ништ. – М. : Машиностроение, 1992. – 221 с.*

9. *Джонсон, У. Теория вертолета [Текст] / У. Джонсон. – М. : Мир, 1983. – Кн.1. − 502 с.*

10. *Вильдгрубе, Л. С. Вертолеты. Расчет интегральных аэродинамических характеристик и летно-технических данных [Текст] /, Л. С. Вильдгрубе. – М. : Машиностроение, 1977. – 150 с.*

11. *Гарбарук, А. В. Моделирование турбулентности в расчетах сложных течений [Текст] / А. В. Гарбарук, М. Х. Стрелец, М. Л. Шур. – СпБ. : Изд-во Политехн. ун-та, 2012. – 88 с.*

12. *Spalart, P.R. Strategies for turbulence modeling and simulations [Text] / P. R. Spalart // Int. J. Heat Fluid Flow. – 2000. - V. 21. – P. 252 - 263.*

13. *Белоцерковский, С. М. Численные методы в сингулярных интегральных уравнениях [Текст] / С. М. Белоцерковский, И. К. Лифанов. – М. : Наука, 1985. – 256 с.*

14. *Лифанов, И. К. Метод сингулярных интегральных уравнений и численный эксперимент [Текст] / И. К. Лифанов. – М. : ТОО "Янус", 1995. – 504 с.*

15. *Ковалев, Е. Д. Метод расчета нестационарных аэродинамических характеристик одновинтового вертолета [Текст] / Е. Д. Ковалев, В. А. Удовенко // Технология и организация производства. − К.: Укр. НИИНТИ., 1992. - № 1. – С. 54 - 58.*

16. *Ковалев, Е. Д. Аэродинамическое проектирование воздушного винта [Электронный ресурс] / Е. Д. Ковалев, В. А. Удовенко // Авиация общего назначения. – Харьков, 1999. – № 6. – Режим доступа: http://www.aviajournal.com/arhiv/1999/699/Fr699.htm. – 12.04.2014.*

17. *Ковалев, Е. Д. Расчет аэродинамических харак-теристик воздушных винтов численными*

методами [Электронный ресурс] / Е. Д. Ковалев, В. А. Удовенко // Авиация общего назначения. – Харьков, 1999. – № 11. – Режим доступа: http://www.aviajournal.com/arhiv/1999/1199/st6_1199.html. – 12.04.2014.

18. Ковалев, Е. Д. Исследование аэроупругих характеристик лопастей несущего и рулевого винтов вертолета [Текст] / Е. Д. Ковалев, А. М. Тимченко, В. Н. Чередников // Вісті Акад. інж. наук України "Машинобудування і прогресивні технології". – К., 2006. – Спец. випуск № 3(30). – С. 132 - 136.

19. Общее проектирование тяжелых одновинтовых вертолетов [Текст] : учебник / А. Г. Гребеников, А. М. Тимченко, Е. Д. Ковалев, В. А. Удовенко и др. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т "Харьк. авиац. ин-т", 2010. – 507 с.

Поступила в редакцию 12.04.2014, рассмотрена на редколлегии 10.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, профессор, гл. науч. сотр. кафедры аэрогидродинамики Ю. А. Крашаница, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ».

АНАЛІЗ МЕТОДІВ АЕРОДИНАМІЧНОГО РОЗРАХУНКУ НЕСУЧОГО ГВИНТА ВЕРТОЛЬОТА

О. Ю. Дьяченко, В. С. Кривцов, О. М. Тимченко

Запропоновано огляд та аналіз теорій і методів аеродинамічного розрахунку несучого гвинта вертольота. Порядок викладу методів відповідає їх концептуальному розвитку. Проаналізовано основні переваги та недоліки кожного з методів. Наведено результати виконаних розрахунків розподілу середньої циркуляції вздовж лопаті та кута маху лопаті несучого гвинта вертольота Мі-2 з використанням схеми плоскої вихрової пелени. Розглянуто питання можливості найбільш раціонального застосування кожного методу для конкретного етапу проектування вертольота, а також режиму польоту вертольота з урахуванням необхідної точності обчислень і наявних обчислювальних ресурсів.

Ключові слова: несучий гвинт, лопать, аеродинамічний розрахунок, азимут, кут атаки, кут маху, кут притікання, аеродинамічні коефіцієнти підйомної сили та лобового опору, число Маха (М), число Рейнольдса (Re).

ANALYSIS METHODS OF AERODYNAMIC CALCULATIONS OF HELICOPTER'S ROTOR

O. Ju. Diachenko, V. S. Krivtsov, O. M. Timchenko

An overview of theories and methods for aerodynamic calculations of a helicopter rotor is presented. The order of methods presentation is consistent with their conceptual development. Main advantages and disadvantages of each method are analyzed. Results of calculations of the average circulation distribution along the blade and the flapping angle of the helicopter Mi-2 blade using the plane vortex sheet scheme are presented. Taking into account required calculation accuracy and availability of computational resources, the possibility of application of each method in the best possible manner for a particular design phase and flight mode is considered.

Keywords: main rotor, blade, aerodynamic calculation, azimuth, angle of attack, flapping angle, flow angle, aerodynamic coefficients of lift and drag forces, the Mach number (M), the Reynolds number (Re).

Дьяченко Александр Юрьевич – аспирант каф. технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: sania.dja4enko@yandex.ua.

Кривцов Владимир Станиславович – д-р техн. наук, проф., зав. каф. технологии производства летательных аппаратов, ректор, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Тимченко Алексей Михайлович – канд. техн. наук, доцент, доцент каф. проектирования самолетов и вертолетов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: amtimchenko@mail.ru.