

## Приближенный метод расчета нормальных аэродинамических усилий распределенных по лопасти несущего винта вертолета

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*

На основе гипотезы косых сечений рассмотрены вопросы определения усилий распределенных по лопасти несущего винта с учетом сжимаемости и нестационарности.

**Ключевые слова:** лопасть, несущий винт, вертолет.

Особенностью обтекания несущих винтов в горизонтальном полете является наличие переменных скоростей, углов скольжения и углов атаки элементов лопасти несущего винта (НВ). Применение схемы несущей линии, а также разложение обтекания на поперечное и продольное в целях использования гипотезы плоских сечений возможно для скорости горизонтального полета, не превышающей ~80 м/с.

На рис. 1 изображен спектр обтекания лопасти, находящейся в задней части диска при  $\mu = 0,46$ , из которого следует, что углы скольжения по лопасти значительно изменяются [1].



Рис. 1. Спектр обтекания лопасти несущего винта

Характер обтекания лопасти винта по радиусу и азимуту при малой скорости полета показан на рис. 2, а, при большой – на рис. 2, б. Углы скольжения сечений лопасти отличаются более чем в 1,5 раза.

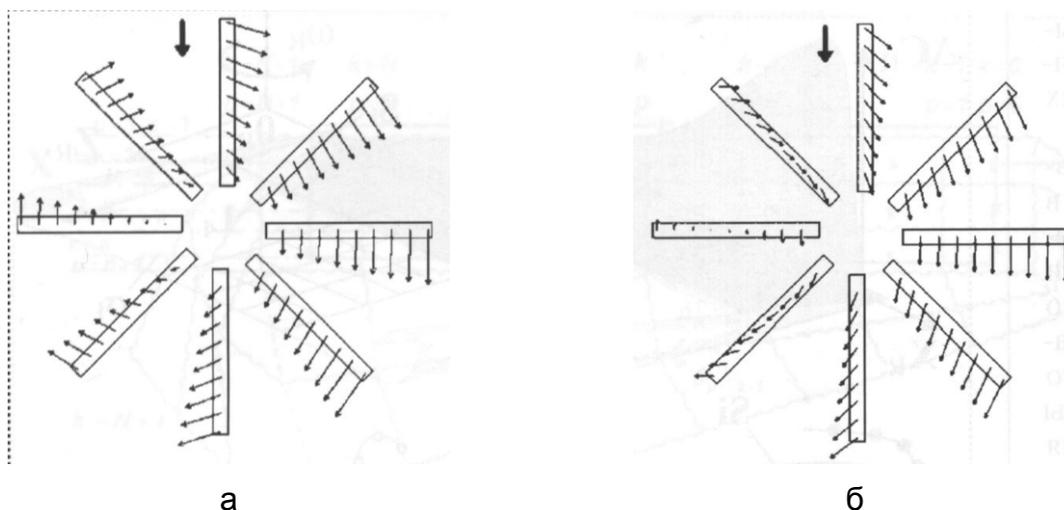


Рис. 2. Поля скоростей обтекания лопасти несущего винта

В табл. 1 представлены значения углов скольжения потока у лопасти на относительных радиусах 0,5 и 0,9 для различных скоростей полета на азимутах  $0^\circ$  и  $180^\circ$  [2].

Таблица 1.

Углы скольжения потока на относительных радиусах

$V$ , км/ч	$\bar{r} = 0,5$	$\bar{r} = 0,9$
180	$27^\circ$	$15^\circ$
360	$45^\circ$	$27^\circ$
450	$55^\circ$	$38^\circ$

С ростом скорости горизонтального полета возрастает и влияние зоны обратного обтекания, где также существенно скольжение. Если до скоростей  $\mu = 0,4$  зона обратного обтекания не вносит существенного изменения в величину сил и моментов, то при больших скоростях ее влияние необходимо учитывать.

Наибольшая величина радиуса зоны обратного обтекания без учета управления лопастью соответствует азимуту  $\psi = 270^\circ$  и равна  $\bar{r} \cong \mu$ .

Таким образом, сечения лопасти обтекаются постоянно меняющимся по направлению и величине потоком. Это обстоятельство приводит к необходимости рассчитывать характеристики сечений лопасти по суммарной скорости на соответствующем радиусе с учетом сжимаемости и не стационарности. Суммарная скорость в сечении определяется вращением лопасти, движением вертолета, маховым движением лопасти, индуктивным потоком на винте, а также продольным центробежным движением вдоль лопасти.

Центробежный поток возникает из-за пограничного слоя. Как показали численные расчеты [7], этот поток не оказывает существенного влияния на обтекание лопасти. На рис. 3 показаны эпюры ламинарного и турбулентного пограничных слоев. При турбулентном пограничном слое радиальное течение практически отсутствует из-за значительных касательных усилий. Координата  $x$  определяет точку по хорде в связанной системе координат. Например, при значении  $x = 0,25$  м и  $\omega_b = 25$  рад/с наибольшая скорость от центробежной силы при ламинарном режиме  $V_r = 1,4$  м/с, а при турбулентном, что более вероятно - в десять раз меньше, т.е. это течение можно не учитывать.

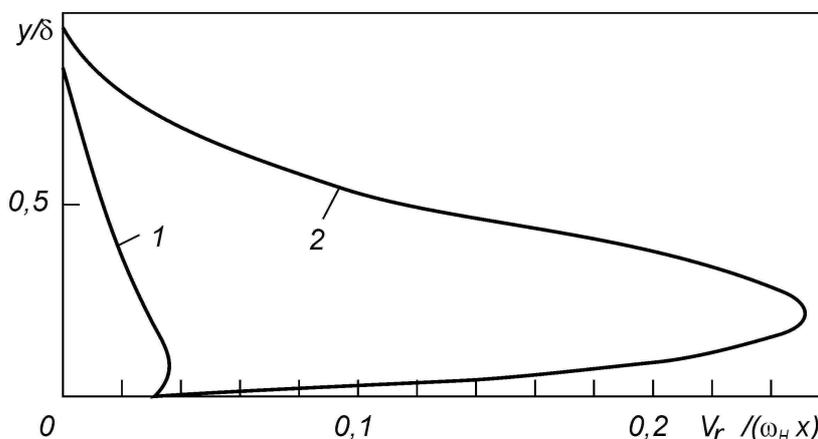


Рис. 3. Распределение радиальных скоростей в пограничном слое:

- 1 – турбулентный ПС,
- 2 – ламинарный ПС

Причиной радиального течения в пограничном слое может быть и распределение давления вдоль лопасти [4]. Это может привести к перераспределению аэродинамической нагрузки для тяжело нагруженных винтов.

Базовой плоскостью для определения кинематических параметров является конструктивная плоскость вращения винта (рис. 4).

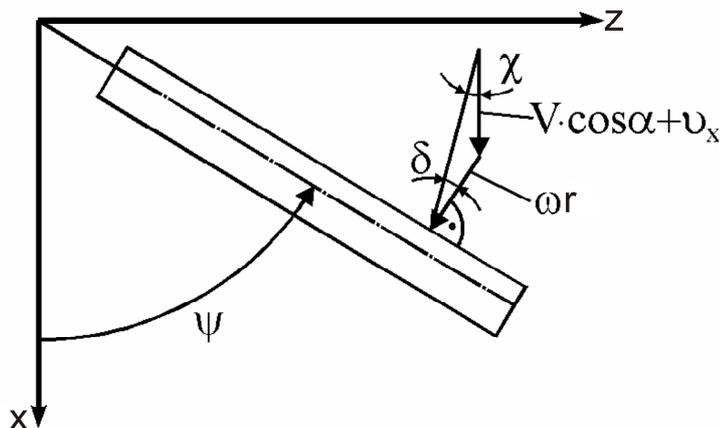


Рис. 4. Кинематика обтекания лопасти в конструктивной плоскости вращения винта

Кинематическая схема скоростей в поперечном сечении лопасти показана на рис. 5.

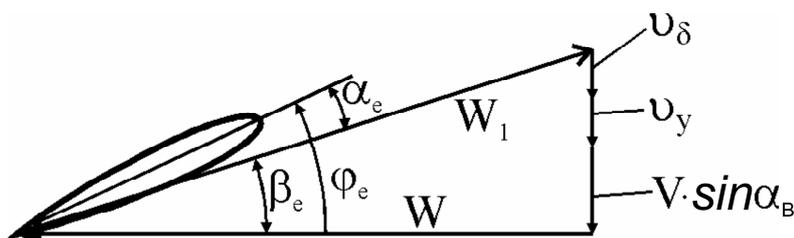


Рис. 5. Треугольник скоростей сечения лопасти

Относительная скорость в конструктивной плоскости вращения на радиусе  $\bar{r}$  определяется выражением

$$\bar{W} = \sqrt{(\mu + \bar{v}_x)^2 + \bar{r}^2 + 2(\mu + \bar{v}_x) \cdot \bar{r} \cdot \sin(\psi)}. \quad (1)$$

Вертикальная составляющая относительной скорости

$$\bar{V}_y = \lambda - \bar{r} \cdot \beta'. \quad (2)$$

Тогда суммарная относительная скорость в сечении

$$\bar{W}_1 = \sqrt{(\mu + \bar{v}_x)^2 + \bar{r}^2 + 2(\mu + \bar{v}_x) \cdot \bar{r} \cdot \sin(\psi) + \lambda^2 + \bar{r}^2 \cdot \beta'^2 - 2 \cdot \lambda \cdot \bar{r} \cdot \beta'}. \quad (3)$$

В этих выражениях приняты известные относительные параметры [6]:

$$\begin{aligned} \mu &= \bar{V} \cdot \cos(\alpha_g); \\ \lambda &= \bar{V} \cdot \sin(\alpha_g) + \bar{v}_y; \\ \beta' &= a_1 \cdot \sin(\psi) - b_1 \cdot \cos(\psi). \end{aligned} \quad (4)$$

В горизонтальном полете относительные индуктивные скорости

$\bar{v}_x > 0; \bar{v}_y < 0$ . Определение этих скоростей может проводиться численными методами, например методом дискретных вихрей, либо на основании дисковых теорий.

Индуктивные скорости изменяются по диску НВ. Наиболее простой закономерностью является II гипотеза Глауэрта, согласно которой

$$\bar{v}_y = -\bar{v}_{i_{cp}} \cdot (1 + k \cdot \cos \psi);$$

где  $k$  – коэффициент, учитывающий влияние относительного радиуса;

$$k = \frac{\frac{4}{3} \cdot \mu \cdot \bar{r}}{1,2 + \frac{\mu}{\lambda}}; \quad (5)$$

$\bar{v}_{i_{cp}}$  – средняя по диску индуктивная скорость.

Значения  $\bar{v}_{i_{cp}}$  и  $\bar{v}_x$  можно определить по дисковой теории В.И. Шайдакова [3].

Для больших скоростей полета среднюю по диску индуктивную скорость можно определить по формуле

$$\bar{v}_{i_{cp}} = \frac{C_T}{4 \cdot \xi \cdot \mu}, \quad (6)$$

где  $\xi$  – коэффициент, учитывающий перетекание:  $\xi = 0,92 \dots 0,94$ .

Параметры  $a_1, b_1, \alpha_e$  определяют в процессе аэродинамического расчета [6].

Угол отклонения от оси  $x$  набегающего на сечение потока можно определить в зависимости от  $\psi$  согласно табл. 2.

Угол атаки в текущем сечении – это угол между хордой сечения лопасти и вектором скорости на бесконечности:

$$\alpha_e = \varphi_e \cdot \cos(\delta) + \arctg \left( \frac{\lambda - \bar{r} \cdot \beta'}{\sqrt{(\mu + \bar{v}_x)^2 + \bar{r}^2 + 2 \cdot (\mu + \bar{v}_x) \cdot \bar{r} \cdot \sin(\psi)}} \right). \quad (7)$$

Угол установки сечения  $\varphi_e$  зависит в общем случае от крутки лопасти и управления АП и РВ. Его можно определить по конструктивным и балансировочным параметрам:

$$\varphi_e = \varphi_{0,7} + (0,7 - \bar{r}) \cdot \frac{\Delta \varphi_\Sigma}{1 - \bar{r}_0} - \bar{k} \cdot a_0 + \bar{k} \cdot a_1 \cdot \cos(\psi) - D_1 \cdot \delta_B \cdot \sin(\psi), \quad (8)$$

где  $k, D_1$  – коэффициенты РВ и АП;

$\delta_B$  – балансировочный угол отклонения АП в горизонтальном полете.

Расчет усилий на лопасти с учетом пространственного характера обтекания будем проводить по гипотезе "косых" сечений, т.е. несущим профилем лопасти считается сечение по местной скорости подходящего к лопасти потока. Определение геометрии таких сечений весьма затруднительно из-за крутки,

деформации лопасти и особенно на участках изменения профиля и в зоне обратного обтекания.

Сечения лопасти определяют по местным линиям тока, которые считаются на участке лопасти прямолинейными и отклонены от нормального сечения в ту или другую сторону на угол  $\delta$  (табл. 2).

Таблица 2

Изменение  $\chi$  и  $\delta$  в зависимости от азимута

$\psi$ , рад	Выражение для $\chi$ , рад	$\delta$ , рад	Направление потока на лопасти
$0 \dots \frac{\pi}{2}$	$\arctg \left( \frac{\bar{r} \cdot \cos(\psi)}{\mu + \bar{v}_x + \bar{r} \cdot \sin(\psi)} \right),$ $\chi < \frac{\pi}{2}$	$\frac{\pi}{2} - \psi - \chi$	К концу лопасти
$\frac{\pi}{2} \dots \pi$	$\arctg \left( \frac{-\bar{r} \cdot \cos(\psi)}{\mu + \bar{v}_x + \bar{r} \cdot \sin(\psi)} \right),$ $\chi < \frac{\pi}{2}$	$\frac{\pi}{2} - \psi + \chi$	К комлю лопасти
$\pi \dots \frac{3\pi}{2}$	$\arctg \left( \frac{-\bar{r} \cdot \cos(\psi)}{\mu + \bar{v}_x + \bar{r} \cdot \sin(\psi)} \right),$ $0 < \chi < \pi$	$\frac{\pi}{2} - \psi + \chi$	К комлю лопасти
$\frac{3\pi}{2} \dots 2\pi$	$\arctg \left( \frac{\bar{r} \cdot \cos(\psi)}{\mu + \bar{v}_x + \bar{r} \cdot \sin(\psi)} \right),$ $0 < \chi < \pi$	$\frac{5\pi}{2} - \psi - \chi$	К концу лопасти

При значении  $\delta < \frac{\pi}{2}$  профиль в косом сечении обтекается с носка, а при  $\delta > \frac{\pi}{2}$  – с хвостовой части.

Для современных вертолетов изменения скоростей и угла атаки в сечениях по времени достигают больших величин:  $\dot{V}_{max} > \pm 2000 \text{ м/с}^2$ ,  $\dot{\alpha}_{max} > \pm 200^\circ/\text{с}^2$ . Это приводит к нестационарному изменению всех аэродинамических параметров; возникает затягивание срыва. Движение вертолета существенно отличается от прогнозируемого по стационарным характеристикам. Аэродинамические коэффициенты в фиксированный момент времени будут определяться не только значениями скорости и угла атаки в данный момент времени, но и процессом изменения их в предшествующее время. Естественно, более отдаленные моменты времени будут влиять слабее на этот процесс. Оказывает значительное влияние и характер зависимостей  $\dot{\alpha} = f(t)$  и  $\dot{V} = f(t)$ . Достаточно достоверных

зависимостей по этому вопросу нет, но есть некоторые экспериментальные зависимости, позволяющие учесть это явление.

В частности, в работе [5] изложен метод аппроксимации экспериментальных данных по трем параметрам, определяющим характер изменения угла атаки, что позволяет перевести полученные результаты на другие условия. Данные этой работы были использованы для определения коэффициента нормальной силы профиля в нормальных сечениях и сечениях по линии тока. Кроме того, проводили коррекцию коэффициента нормальной силы в зависимости от относительной толщины сечения и сжимаемости.

В процессе предварительного расчета определяли кинематические параметры в сечениях лопасти согласно приведенным выше зависимостям. В качестве исходных геометрических, кинематических и балансировочных приняты параметры вертолета Ми-2:  $C_T=0,01$ ;  $\omega_{HB}=25,8$  1/с;  $a_0=4,7^\circ$ ;  $a_1=5,7^\circ$ ;  $v_0=0,1^\circ$ ;  $\bar{V}=0,35$ ;  $D_1=1,7$ ;  $\bar{k}=0,4$ ;  $\varphi_{07}=14^\circ$ .

На рис. 6 показаны кинематические параметры по азимуту  $\bar{W}_I$  и  $\bar{W}_{II}$  в седьмом сечении, а также углы атаки  $\alpha_e$  и  $\alpha_{eII}$  и углы условно невозмущенного потока  $\delta$  и  $\chi$ .

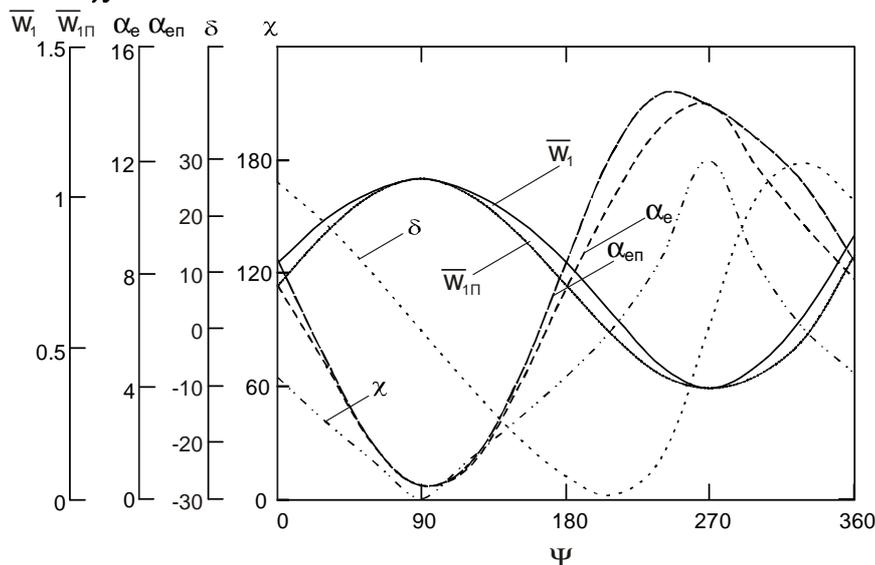


Рис. 6. Кинематические параметры сечения лопасти в сечении «7» по гипотезе косых сечений; индексом «п» помечены параметры по гипотезе нормальных сечений

Суммарные скорости в сечении  $\bar{W}_I$  и  $\bar{W}_{II}$  практически изменяется по I гармонике. Естественно, на всех азимутах суммарная скорость  $\bar{W}_I$  больше, чем скорость  $\bar{W}_{II}$ , а угол атаки по линии тока меньше угла атаки в нормальном сечении.

Углы ориентации суммарного потока  $\delta$  и  $\chi$ , которые более чувствительны к маховому движению лопастей, существенно отличаются от простого гармонического изменения.

На рис. 7 показано изменение углового и линейного ускорений в сечении «7». Для конкретного случая расчета  $\dot{\alpha}$  практически изменяется в диапазоне

+200...-200 °/с. Это изменение близко к I гармонике. Линейное ускорение  $\dot{W}_1$  – в диапазоне +2000...-2000 м/с<sup>2</sup>. Указанные обстоятельства значительного изменения как угла атаки, так и суммарной скорости являются причиной не стационарности аэродинамических характеристик. К сожалению, отдельное влияние этих двух факторов на аэродинамические характеристики не исследовано. На рис. 7 показано изменение поточной нормальной нагрузки  $\frac{dY}{dr}$  по

гипотезе косых сечений и нормальных  $\left(\frac{dY}{dr}\right)_n$ .

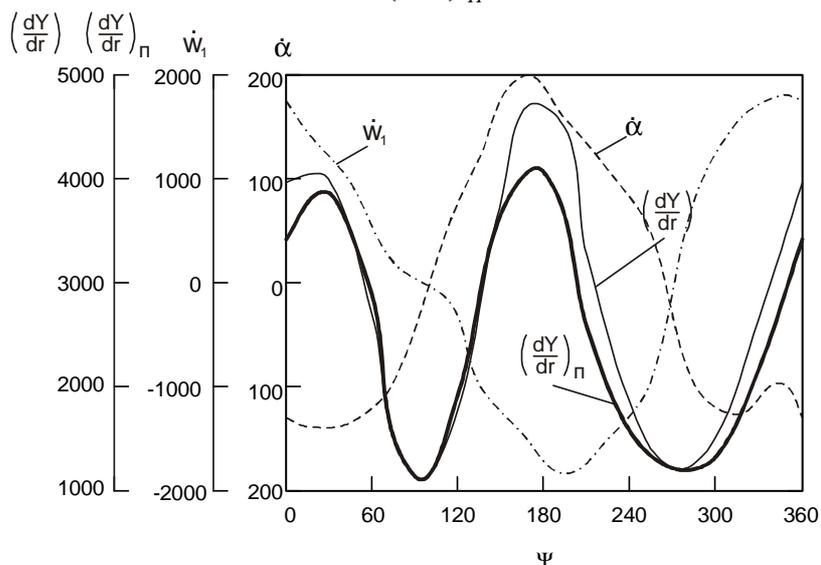


Рис. 7. Изменение нормальной силы по азимуту в сечении «7»; индексом «п» помечены параметры по гипотезе  $\dot{W}_1$  и  $\dot{\alpha}_1$  – угловое и линейное ускорения

Эти данные были получены с учетом не стационарности по углу атаки. Нагрузка по гипотезе косых сечений несколько выше, чем по гипотезе нормальных сечений, особенно в зоне отступающей лопасти.

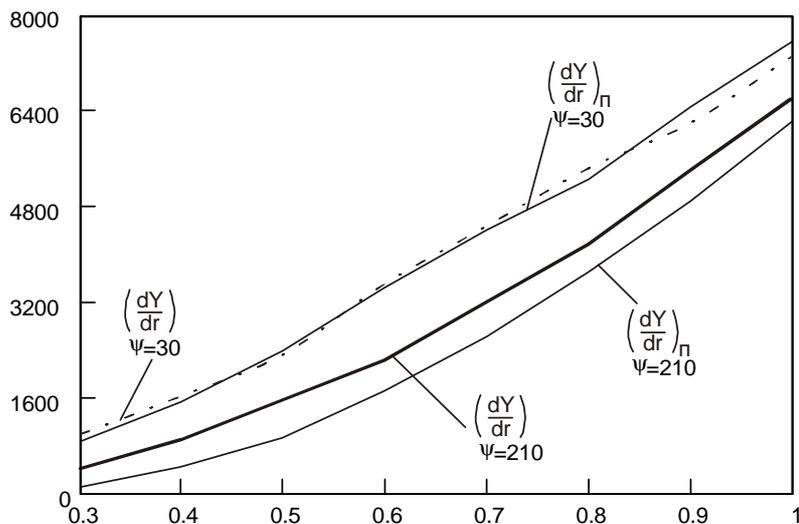


Рис. 8. Изменение погонной нагрузки по радиусу для азимута  $\psi = 30^\circ$  и  $210^\circ$

Изменение погонной нагрузки по радиусу для азимута  $\psi = 30^\circ$  и  $210^\circ$  показано на рис. 8. Для азимута  $\psi = 30^\circ$  нормальная нагрузка по обоим вариантам расчета практически не отличается. На азимуте  $\psi = 210^\circ$  нормальная нагрузка по гипотезе «косых» сечений выше, чем по гипотезе нормальных сечений. Это связано с одновременным влиянием на погонную нагрузку изменения скорости и угла атаки.

### Список литературы

1. Теория несущего винта. [Текст] Под ред. А.К. Мартынова, – М.: Машиностроение, 1973. – 100 с.
2. Михеев С.В., Аникин В.Х., Свириденко Ю.Н., Коломенский Д.С. Направление развития методов моделирования аэродинамических характеристик несущих винтов. [Текст] // Труды VI форума Рос ВО. – М., 2004. – 50 с
3. Шайдаков, В.И. Дисковая вихревая теория несущего винта с постоянной нагрузкой по диску. [Текст] / В.И. Шайдаков // Проектирование вертолетов: тех. сб. науч. тр. // МАИ, Вып. 381, М., 1976. – 150 с
4. ЦАГИ – основные этапы научной деятельности, 1993 – 2003. / М., Физматлит, 2003. – 576 с.
5. Баскин, В.Э. Нормальная сила сечения лопасти несущего винта при динамическом срыве. [Текст] / В.Э. Баскин, В.Р. Липатов // Труды ЦАГИ, вып. 1865, 1977. – 40 с
6. Грайворонский, В.А. Динамика полета вертолета. [Текст]: Учеб. Пособие / В.А. Грайворонский, В.А. Захаренко, В.В. Чмовж. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского ХАИ, 2014. – 208 с
7. Fogarty, L.E. The laminar boundary layer on a rotating blade. / J. aeronaut Sei., vol. 18, no. 3, 1951.

Поступила в редакцию 18.06.15

### Наближений метод розрахунку нормальних аеродинамічних зусиль розподілених, по лопаті несучого гвинта вертоліт

На основі гіпотези косих перетинів розглянуті питання визначення зусиль розподілених по лопаті несучого гвинта з урахуванням стискання і не стаціонарності

**Ключові слова:** лопать, несучий гвинт, вертоліт.

### An approximate method of calculation of normal aerodynamic effort distributed over the rotor blades of the helicopter

On the basis of the hypothesis of oblique cross-sections are considered questions of definition effort distributed over the rotor blades with the compressibility and unsteadiness.

**Keywords:** blade, rotor, helicopter.