

Расчет потерь тяги от обдувки планера вертолета несущим винтом на режиме висения

Научно-производственное объединение «Авиа»

Режимы висения и вертикального подъёма вертолѐта определяют целый ряд важных лѐтно-технических характеристик вертолѐта: максимальный взлѐтный вес в заданных условиях эксплуатации, высоту статического потолка, максимальную скорость установившегося вертикального набора и т. д. Например, величину располагаемой тяги вертолѐта на висении используют при написании Руководства по лётной эксплуатации конкретного типа вертолѐта, так как она определяет возможность взлѐта и посадки в ожидаемых условиях эксплуатации.

В большинстве методов аэродинамического расчѐта вертолѐта влиянием вредного сопротивления планера при его обдувке струѐй от несущего винта пренебрегают. Экспериментальные исследования вертикальной обдувки планера вертолѐта показали, что величина вредного сопротивления планера может достигать до 10 % от взлѐтного веса вертолѐта [1]. В работах [2, 3] влияние вертикальной обдувки планера вертолѐта учитывалось введением площади эквивалентной пластинки, которая обтекается вертикальным потоком с постоянной скоростью. Были получены упрощенные аналитические зависимости, которые дают возможность оценить потери тяги несущего винта на вертикальную обдувку планера.

В связи с этим создание современных численных методов аэродинамического расчѐта потерь тяги на обдувку планера вертолѐта струѐй от несущего винта, которые учитывали бы переменное поле индуктивных скоростей в струе, форму обтекаемых элементов планера и другие факторы, является важной и актуальной задачей.

Взаимодействие струи от винта и части элементов планера, попадающих в неё, состоит в увеличении аэродинамического сопротивления этих элементов. Поэтому потребное увеличение силы тяги несущего винта будет равно аэродинамическому сопротивлению элементов планера вертолѐта, попавших в струю от винта. Для режима висения или установившегося вертикального набора высоты можно записать (рис. 1)

$$G = T - \Delta T = T \cdot (1 - \Delta \bar{T}), \quad (1)$$

где $\Delta \bar{T} = \Delta T / T$ - относительное увеличение силы тяги винта за счѐт вертикальной обдувки.

В общем случае для одновинтового вертолѐта

$$\Delta T = X_{ep} = X_{\phi} + X_{кр} + X_{см}, \quad (2)$$

где X_{ϕ} , $X_{кр}$, $X_{см}$ - вредное сопротивление элементов планера при вертикальной обдувке - фюзеляжа, крыла и стабилизатора соответственно.

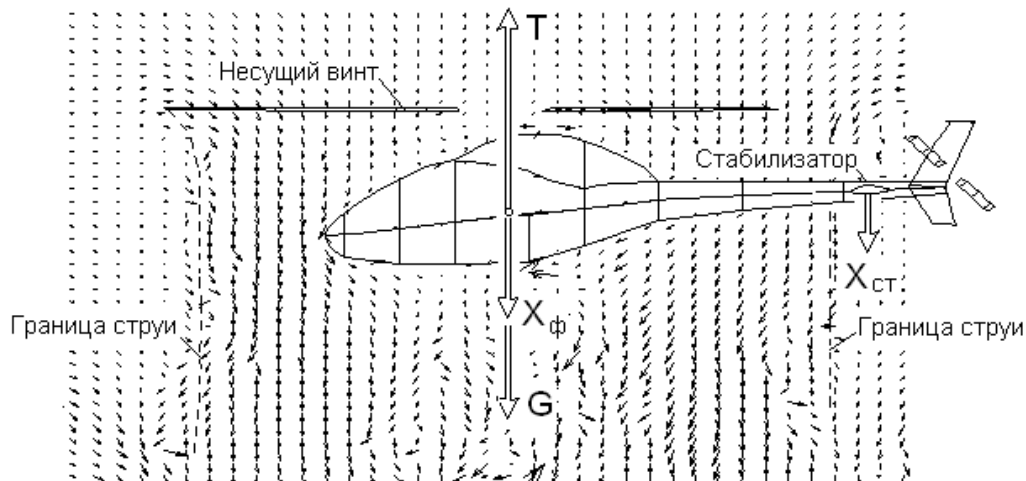


Рис. 1. Влияние струи от несущего винта на обтекание планера вертолета на режиме висения

При расчёте потерь тяги несущего винта будем считать, что полный напор не изменяется вдоль струйки индуктивного потока от винта, т.е. справедливо уравнение Бернулли

$$P + \frac{\rho V^2}{2} = const, \quad (3)$$

где p и V – статическое давление и скорость индуктивного потока в произвольной точке линии тока соответственно.

Так как величины индуктивной скорости в струе невелики, то число Маха $M=V/a < 0.4$ и плотность воздуха можно считать постоянной и равной плотности невозмущённого потока.

Сила воздействия индуктивного потока на выделенный элемент схематизированной поверхности планера ds (рис.2) состоит из сил статического давления и аэродинамического сопротивления

$$dX = \left(\delta p + C_x \frac{\rho V^2}{2} \right) ds, \quad (4)$$

где $\delta p = p_n - p_e$ – разность статических давлений на нижней и верхней поверхностях рассматриваемого элемента ds ;

C_x – коэффициент сопротивления выделенного элемента.

На тонких несущих поверхностях планера вертолета (крыло, стабилизатор), имеющих малые относительные толщины, величины давлений на нижней и верхней поверхностях одинаковы, т.е. $p_n \approx p_e$. Для других элементов планера, толщины которых значительны, давления на нижней и верхних поверхностях принимаем равными атмосферному. Тогда с учётом толщины получим

$$\delta p = K_\delta (\rho_n - \rho_e), \quad (5)$$

где K_δ – коэффициент, учитывающий форму и толщину обдуваемой части планера.

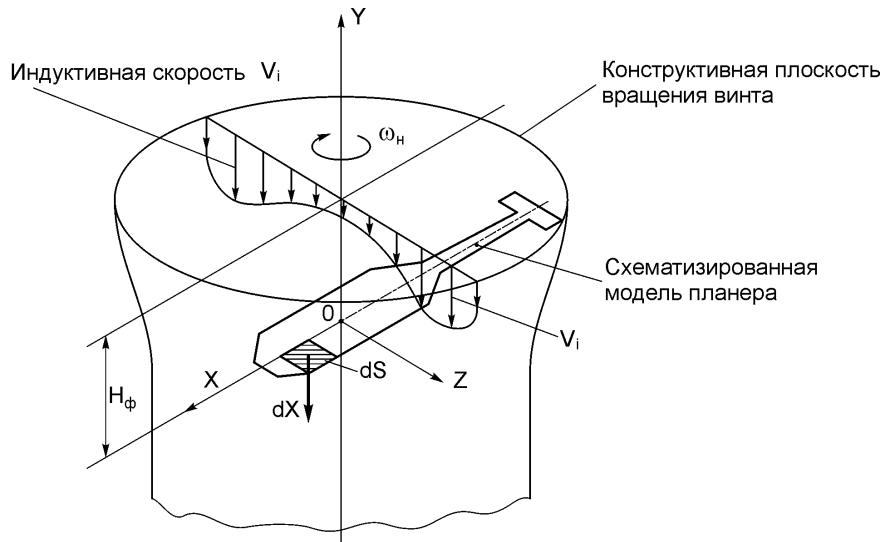


Рис. 2. Расчетная схема обтекания планера вертолета на висении

Коэффициент K_δ может изменяться от нуля для тонких тел и до единицы – очень толстых тел ($0 \leq K_\delta \leq 1$).

В регулярной части струи статическое давление равно атмосферному, тогда уравнение (4) с учётом (5) преобразуем к виду

$$dX = C_x \frac{\rho V_2^2}{2} ds \left[\left(\frac{V}{V_2} \right)^2 + K_\delta \frac{1 - \left(\frac{V}{V_2} \right)^2}{C_x} \right], \quad (6)$$

здесь $V_2 = 2V_i$ - скорость потока в регулярной части струи.

Обычно элементы конструкции планера вертолётa располагаются на расстоянии H_ϕ от плоскости вращения винта, безразмерная величина которого составляет $\bar{H}_\phi = H_\phi / R = 0,2 \dots 0,3$. Проведенные экспериментальные исследования показали, что на указанных выше расстояниях скорость потока в струе достигает 90...95 % от скорости в регулярной части струи [2, 3].

Коэффициенты сопротивления частей планера вертолета C_x зависят от их геометрической формы и чисел Рейнольдса. Практически величина коэффициента сопротивления C_x может изменяться от 0,4 (элементы, по форме близкие к цилиндрическим) до значения 1...1,2 (стабилизатор, крыло). Как показали проведенные расчёты, величина выражения (6), заключённая в квадратные скобки, может изменяться от 0,9 до 1,15, т.е. по модулю близка к единице. С учётом этого выражение для элементарной силы сопротивления (6) преобразуем к виду

$$dX = C_x \frac{\rho V_2^2}{2} ds \quad . \quad (7)$$

Суммарные потери тяги от обдувки планера вертолѐта струей от несущего винта определяем интегрированием выражения (7) по всей базовой поверхности фюзеляжа, попадающей в воздушный поток.

Для расчѐта индуктивной скорости в струе от несущего винта применим вихревую теорию винта с конечным числом лопастей [4, 5]. Несущая поверхность каждой лопасти заменяется присоединѐнным радиальным вихрем с переменной по длине циркуляцией. Сходящая с лопастей винта вихревая пелена моделируется системой полубесконечных винтообразных вихрей постоянного в осевом направлении диаметра. В отличие от линейных моделей шаг свободных винтообразных вихрей в предлагаемой методике рассчитываем не по скорости невозмущѐнного потока, а с учѐтом влияния всей вихревой системы винта.

Аэродинамические силы и моменты лопасти несущего винта определяем на основе теории элемента лопасти, которая базируется на гипотезе плоских сечений. На выделенный элемент лопасти dr действуют элементарные аэродинамические силы dY_a и dX_a (рис.3), определяемые по формулам

$$\begin{aligned} dY_a &= C_{ya} \frac{\rho W^2}{2} b \cdot dr, \\ dX_a &= C_{xa} \frac{\rho W^2}{2} b \cdot dr, \end{aligned} \quad (8)$$

где C_{ya} и C_{xa} - аэродинамические коэффициенты подъѐмной силы и лобового сопротивления профиля лопасти.

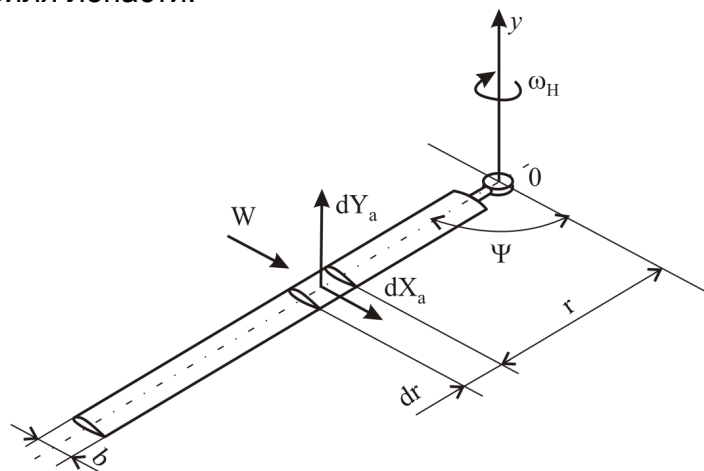


Рис. 3. Аэродинамические силы элемента лопасти несущего винта

Аэродинамические коэффициенты C_{ya} и C_{xa} рассмотренного элемента лопасти зависят от угла атаки, чисел M и Re . Определение угла атаки каждого расчетного сечения лопасти выполняем методом последовательных приближений. По найденному значению угла атаки вычисляем аэродинамические коэффициенты C_{ya} и C_{xa} в каждом сечении, используя характеристики конкретного профиля лопасти $C_{ya}(\alpha, M)$, $C_{xa}(\alpha, M)$. Элементарные величины сил тяги dT и сопротивления вращения dQ находим с помощью известных формул

$$dT = dY_a \cdot \cos \beta - dX_a \cdot \sin \beta, \quad (9)$$

$$dQ = dX_a \cdot \cos \beta + dY_a \cdot \sin \beta,$$

здесь β - угол притекания потока в рассматриваемом сечении лопасти.

Зная аэродинамические характеристики лопасти в каждом расчётном сечении, вычисляем аэродинамические силы и моменты одной лопасти и несущего винта в целом.

Безразмерное значение осевой составляющей индуктивной скорости в струе под винтом определяем с помощью соотношения

$$\bar{\vartheta} = -\frac{\bar{V}_y}{2} + \frac{\sqrt{\bar{V}_y^2 - 4(\bar{r} - \bar{U}) \cdot \bar{U}}}{2}, \quad (10)$$

где \bar{V}_y - относительная вертикальная скорость подъёма (на висении равна нулю);

\bar{r} - относительный радиус в рассматриваемом сечении лопастей;

\bar{u} - тангенциальная составляющая индуктивной скорости.

Тангенциальную составляющую индуктивной скорости вычисляем от всей системы свободных вихрей несущего винта с помощью формулы Био-Савара

$$\bar{U}(r) = -\frac{K_n}{\bar{r}} \int I(\rho, \beta) \frac{d\bar{\Gamma}}{d\rho} \cdot d\rho, \quad (11)$$

где K_n - количество лопастей несущего винта;

$\bar{\rho} = \bar{r}_i / \bar{r}$ - относительная кривизна вихревой винтовой линии;

$\bar{\Gamma}$ - безразмерная циркуляция в сечении лопасти \bar{r} .

Полученный интеграл (11) имеет особенности, и для его вычисления использованы подходы работ [4, 5].

Возможности разработанного численного метода определения потерь тяги несущего винта на обдувку планера продемонстрированы на примере расчёта режима висения лёгкого вертолёта КТ-112 с полётной массой 900 кг. Геометрические и кинематические параметры несущего винта и планера соответствуют данным работ [7, 8]. Планер вертолёта моделируется системой плоских базовых поверхностей, имеющих форму трапеции (рис. 4, а). Для каждого характерного участка задаём величину коэффициента лобового сопротивления C_x , который учитывает форму и толщину рассматриваемого элемента, а также его расстояние от плоскости вращения винта

В результате решения задачи аэродинамического расчета несущего винта на режиме висения вычисляем поле индуктивных скоростей в плоскости вращения винта. На рис. 4, б показано также и распределение поля скоростей в воздушном потоке, обтекающем схематизированную модель планера вертолёта. Рис. 4, в иллюстрирует распределение аэродинамической силы сопротивления по длине планера с учетом формы фюзеляжа и расстояния его элементов до плоскости вращения. Интегрирование распределенной аэродинамической нагрузки по базовой поверхности планера дает величину потери тяги несущего винта $\Delta T = X_{\text{вп}} = 27,2 \text{ кгс}$ ($\Delta \bar{T} = 3 \%$).

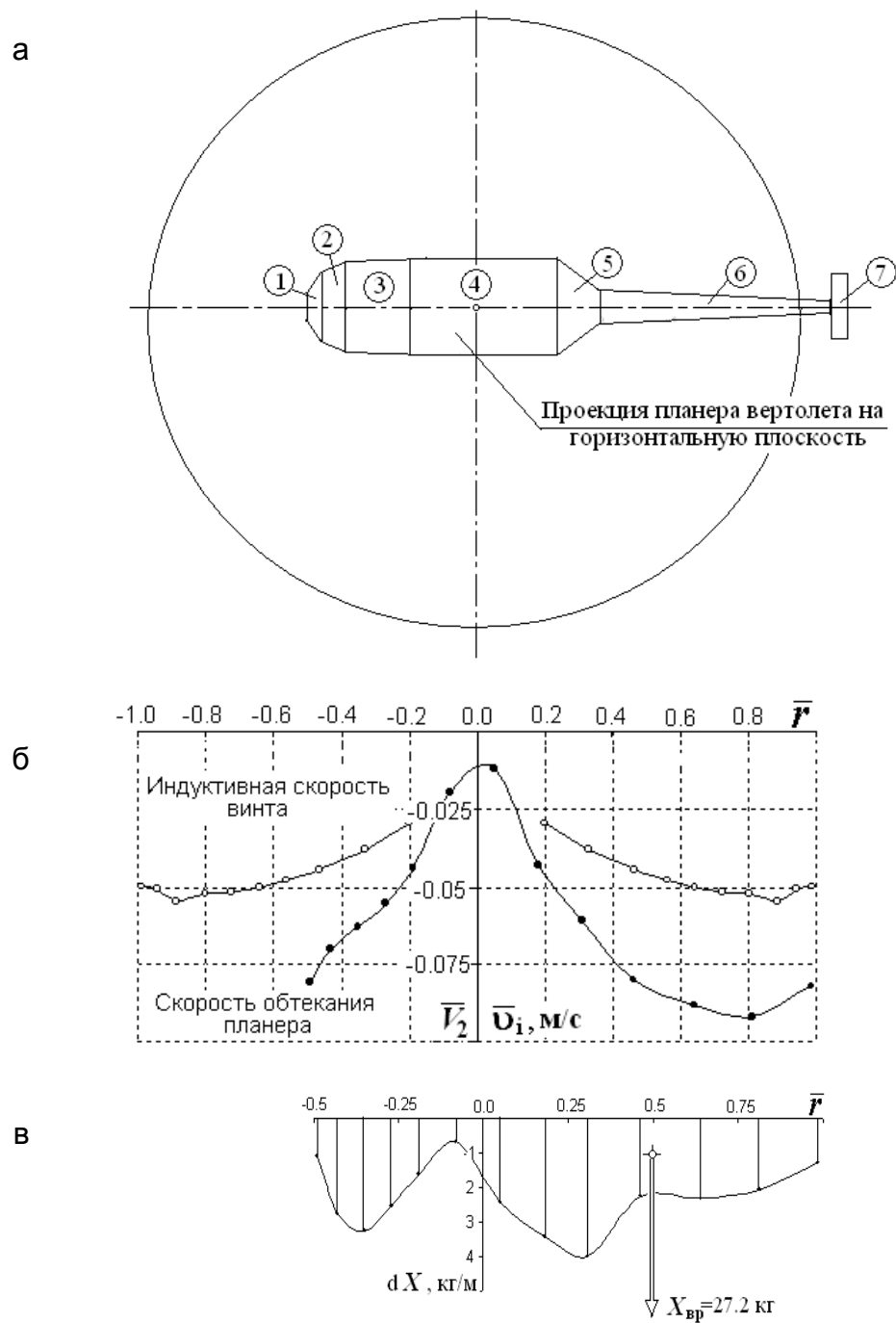


Рис. 3 К расчету силы вредного сопротивления планера вертолета КТ112 при обдувке его струей несущего винта на висении: а - расчетная схема; б - распределение скоростей в струе от винта; в - распределение погонной нагрузки по длине фюзеляжа

Экспериментальные исследования [6] позволили получить эмпирическую формулу для определения потерь тяги несущего винта

$$\Delta \bar{T} = \delta_{yf} - 1, \quad (12)$$

где δ_{yf} - экспериментальный коэффициент, учитывающий влияние обдувки на потребную тягу несущего винта на режиме висения.

Для трехлопастного винта с коэффициентом заполнения $\sigma = 0,04475$ коэффициент $\delta_{yf} = 1,0292$, т.е. относительная потеря тяги винта составляет 2,92%.

Разработанная методика расчета потерь тяги несущего винта от обдувки планера на режиме висения позволяет учитывать аэродинамическую интерференцию этих двух важных элементов аэродинамической компоновки вертолета. Данная методика может быть реализована в математической модели аэродинамического расчета вертолета в виде отдельного блока.

Список литературы

1. Fail R.A. and Eyre R.C.W., Downwash measurements behind a 12-ft diameter helicopter rotor in the 24-ft wind tunnel// R & M, 1949. №. 2810.
2. Пейн П.Р. Динамика и аэродинамика вертолета. - М.: Оборонгиз, 1963. – 490 с.
3. Вильдгрубе Л.С. Вертолеты. Расчет интегральных аэродинамических характеристик и летно-технических данных. – М.: Машиностроение, 1977. – 150 с.
4. Майкопар Г.И., Лепелкин А.М., Халезов Д.В. Аэродинамический расчет винтов по лопастной теории// Труды ЦАГИ.- М.: ЦАГИ, 1940. – Вып.529. – С. 28-44.
5. Ковалев Е. Д., Удовенко В.А. Расчет аэродинамических характеристик воздушных винтов численными методами// Авиация общего назначения. – Х.: НАКУ “ХАИ”, 1999. - №11. – С. 16-20.
6. Сперанский С.Д. Взаимное влияние несущего винта и фюзеляжа одновинтового вертолета на режиме висения// Технические отчеты ЦАГИ. – М.: ЦАГИ, 1965. – Вып. 307. – С. 12-16.
7. Джоган О.В. “Ангел”- изделие 112// Авиация общего назначения. – Х.: НАКУ “ХАИ”, 2001. - №10. – С. 12-17.
8. Назаренко А.И. В Украине “Ангелы” летают// Авиация общего назначения. – Х.: НАКУ “ХАИ”, 2004 – С.34-37.