

Онушкин А.Ю., Онушкин Ю.П., Кочиш С.И.

ЭКСПРЕСС АНАЛИЗ МАНЕВРЕННЫХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ВЕРТОЛЕТА

Целью данной работы является создание математической модели, алгоритма и программ расчета маневренных возможностей вертолета, учитывающих конкретные эксплуатационные условия: полетный вес, температуру наружного воздуха, высоту маневра, степень изношенности конкретного борта. С помощью данной модели имеется возможность решать все три задачи динамики полета:

- поиск балансировочных состояний вертолета;
- определение траекторий движения вертолета при заданных законах управления;
- определение закона управления при оптимизации того или иного выходного параметра маневра.

Работа выполнялась в соответствии с перспективными планами по подготовке и переподготовке летного состава. Разработанная динамическая модель используется в учебном процессе Сызранского ВВАУЛ(ВИ), учебных вертолетных полках г. Сызрань (в/ч 15566), г. Пугачев (в/ч 93836), г. Саратов (в/ч 21965), 334 Центре боевой подготовки и переподготовки летного состава армейской авиации (г. Торжок).

Метод энергий, широко известный в аэромеханике, в вертолетной динамике полета может использоваться лишь со значительными коррективами, так как прямого перехода одного вида энергии в другой не наблюдается. Все происходит через несущий винт вертолета. Инструментом для расчета маневров являются перегрузки. Умение вычислять их с учетом конкретных эксплуатационных условий полета и возможностей борта; уточнять их при изменении параметров полета и пространственного положения вертолета; задавать их с учетом существующих ограничений; варьировать ими с целью достижения желаемого результата, делает работу интересной полезной и многовариантной.

Достоверность предлагаемой динамической модели подтверждена удовлетворительным совпадением результатов расчета с материалами летных испытаний, выполненных на трех вертолетах учебных вертолетных полков Сызранского ВВАУЛ (ВИ). В расчетной модели выделяются два подхода.

Первый, когда динамическая задача решается путем определения сил и моментов, возникающих на компоновочных элементах вертолета при произвольных его пространственных перемещениях. Вертолет является летательным аппаратом (ЛА), у которого главный несущий элемент (лопасть) является вращающимся крылом, осуществ-

ляющим не только собственное вращательное движение с угловой скоростью ω , но и участвующим во всех перемещениях вертолета в целом. Если учесть еще и наличие шарнирного крепления лопастей к втулке и изгибно-крутильные деформации, то можно представить, какое сложное движение выполняет лопасть относительно вектора скорости набегающего потока. Определение результирующих скоростей, углов атаки, аэродинамических сил и моментов, возникающих на всех компоновочных элементах вертолета, да еще с учетом их взаимовлияния, возможно лишь вихревыми методами. Но там задача решается в рамках идеальной жидкости. Поэтому вихревыми методами определяются лишь результирующие скорости, углы индуктивного скоса и истинные углы атаки в сечениях лопасти, а при определении сил и моментов, возникающих на несущем винте (НВ) вертолета, используется традиционный подход, который заключается в суммировании элементарных сил и моментов в сечениях, определенных с учетом вязкости, сжимаемости и нестационарности потока. При наличии угла индуктивного скоса и истинного угла атаки в сечениях появляется возможность использовать гипотезу скошенных плоских сечений. При этом аэродинамические характеристики сечений определяются из расчета двумерного обтекания телесного профиля. Это корректно для профилей с относительной толщиной менее 12%, так как зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки профиля и пластины, используемой в расчете, в этом случае практически совпадают. Совпадают и углы атаки нулевой подъемной силы. Но даже если, используя различные подходы, получить хорошую математическую модель, позволяющую с высокой степенью точности определить аэродинамические характеристики, возникающие на НВ вертолета (в том числе решить задачу и в аэроупругой постановке и не только для НВ, но и для других компоновочных элементов), остается еще одна проблема. Это проблема накапливающегося вихревого следа, который значительно влияет на расчетное время. Попытки избавиться от него, за счет учета диффузии вихрей или путем объединения вихрей применимы лишь в ограниченном числе случаев. Выводом является то, что данный подход нужен в КБ или НИИ, но не подходит для строевых частей, которые не имеют ни соответствующей вычислительной техники, ни соответствующих специалистов.

Второй подход предполагает решение задачи от обратного. С физической точки зрения маневр вертолета удобно рассматривать с помощью метода энергий (или мощностей), широко используемом в механике вообще и аэромеханике ЛА в частности. Вертолет можно представить материальной точкой массой m , имеющей на некотором исходном режиме полета энергию E_0 , равную сумме потенциальной mgH , кинетической энергии вертолета $mV^2/2$ и кинетической энергии вращения несущего винта

$I_{\omega}\omega_H^2/2$. Уровень энергии может меняться в сторону увеличения за счет мощности силовой установки N_d , если силовая установка находится не на взлетном режиме. Если $N_{гн}$ – мощность, потребляемая НВ на исходном горизонтальном режиме полета, то при $\Delta N = N_d - N_{гн} = 0$ уровень энергии остается неизменным, что не исключает перехода одного вида энергии в другой. Если $\Delta N > 0$, то уровень энергии возрастает, при $\Delta N < 0$ энергия вертолета расходуется НВ и убывает. Тогда общий вид уравнения энергий имеет вид:

$$E = mgH + \frac{mV^2}{2} + \frac{I_{\omega}\omega_H^2}{2} + \int_0^t \Delta N dt = E_0 + \int_0^t \Delta N dt. \quad (1)$$

Чем больше высота и скорость полета, угловая скорость вращения НВ, запас мощности, тем выше маневренные возможности вертолета. Для выполнения маневра летчик может воспользоваться любым из четырех источников энергии.

Продифференцировав уравнение энергий (1) для произвольной высоты внутри диапазона высот и скоростей, получим

$$\frac{dE}{dt} = mg\dot{H} + mV\dot{V} + I_{\omega}\omega_H\dot{\omega}_H = \Delta N. \quad (2)$$



Рис. 1. Диапазон высот и скоростей полета вертолета

Откуда

$$mV\dot{V} + mg\dot{H} + I_{\omega}\omega_H\dot{\omega}_H = \Delta N$$

или

$$\dot{V} = \frac{1}{mV} (\Delta N - mg\dot{H} - I_{\omega}\omega_H\dot{\omega}_H). \quad (3)$$

Если $\dot{\omega}_H = 0$, $\dot{Y}_g = 0$, что соответствует прямолинейному установившемуся горизонтальному полету без изменения оборотов несущего винта, то

$$\dot{V} = \frac{1}{mV} \Delta N. \quad (4)$$

Заменяя массу отношением силы веса к ускорению свободного падения, полу-

чим

$$\frac{\dot{V}}{g} = \frac{\Delta N}{GV}$$

Отношение тангенциального ускорения к ускорению свободного падения является тангенциальной перегрузкой:

$$n_{ха} = \frac{\Delta N}{GV}. \quad (5)$$

Если воспользоваться избытками мощности, которые имеет уже существующий вертолет на различных установившихся скоростях горизонтального полета (принимая $G = G_{норм}$), можно получить зависимость $n_{ха} = f(V, G = \text{const})$, которая указывает на возможности вертолета по изменению величины скорости в горизонтальном полете. Задавая $G = 0,5G_{норм}, 0,6G_{норм}, 0,7G_{норм}$ и т.д. вплоть до $kG_{норм}$ где $k = n_{уд \max}$, можно получить зависимость $n_{ха} = f(V, G = \text{var})$, которая указывает на остаточные возможности вертолета по разгону или торможению при уже заданных нормальных перегрузках.

Итак, для существующего вертолета во всем диапазоне скоростей и высот полета (рис. 1) существует возможность определить запас маневренных возможностей, которые можно использовать, не опасаясь попасть в критические, с точки зрения аэродинамики, ситуации. Этот метод позволяет оценить возможности вертолета по выполнению маневра.

Следует отметить, что переход одного вида энергии в другой возможен только через аэродинамические силы, которые как раз и характеризуются перегрузками. На каждом режиме полета у летчика есть возможность, перераспределяя (или перераспределяя и дополняя) энергию вертолета, выполнить тот или иной маневр, не выходя за пределы несущих способностей НВ. Задача усложняется тем, что эксплуатационные условия вносят существенные коррективы в располагаемые перегрузки и процесс становится многовариантным. В процессе маневра постоянно меняются либо скорость, либо высота маневра, либо и то и другое. Меняется и пространственное положение вертолета (углы тангажа, крена, рыскания). Следовательно, меняется лобовое сопротивление несущих частей вертолета.

Общее движение вертолета рассматривается как движение центра масс и движение относительно центра масс. Характеристики угловых движений определяются управляемостью вертолета. Для современных вертолетов время достижения нужной угловой скорости по крену не превышает 0,5 секунды. Время достижения нужной угловой скорости по тангажу и рысканию несколько больше и колеблется в пределах 0,5-1 секунды. Переходные процессы, а именно угловые ускорения, в расчетах не моделировались. Характер управления угловыми движениями, а именно угловые скорости, в

расчетах учитывался. Характеристика движения центра масс – свойство маневренности.

Маневр, под которым в этом случае понимается движение центра масс вертолета, является средством достижения поставленной цели управления. Все разнообразие целей, в конечном счете, сводится к изменениям величины скорости и направления полета. В некоторых случаях особое значение приобретают простота и точность выполнения маневра. Для проведения исследований используется модель вертолета как материальной точки.

Маневренность – достаточно широкое понятие, и для ее количественных оценок вводят обобщающие критерии – показатели маневренности. Главными из них являются располагаемые перегрузки и запас мощности силовой установки. Изменения величины скорости и направления полета относят к типовым маневрам. Их разделяют на вертикальные и горизонтальные по плоскостям, в которых они выполняются. Маневры, выполняемые в двух плоскостях, называют пространственными. Основным элементом, на котором реализуются внешние аэродинамические силы на вертолете, является НВ. По этому перегрузка n для вертолета может быть записана

$$n \approx \frac{T_{НВ}}{G}.$$

Тяга $T_{НВ}$ является функцией целого ряда параметров: шага НВ, скорости, угла атаки НВ, числа оборотов:

$$T_{НВ} = f(\varphi, V, \alpha_{НВ}, n).$$

Поэтому

$$n = f(\varphi, V, \alpha_{НВ}, n, G).$$

При рассмотрении маневра интересуют изменения скорости движения вертолета по величине и направлению в горизонтальной и вертикальной плоскостях. Пространственное положение вертолета – лишь инструмент для достижения поставленной цели. Для решения задачи, используем траекторную систему координат.

Запишем уравнения движения в перегрузках:

$$\begin{aligned} n_{\text{вн}} \sin \theta &= \frac{1}{g} \frac{dV}{dt}; \\ n_{\text{вн}} \cos \theta &= \frac{V}{g} \frac{d\theta}{dt}; \\ n_{\text{вн}} \sin \gamma &= \frac{V \cos \theta}{g} \frac{d\psi}{dt}. \end{aligned} \quad (6)$$

Первое уравнение в системе (6) показывает изменение скорости полета по величине, второе – изменение скорости полета по направлению в вертикальной плоскости, третье – изменение скорости полета в горизонтальной плоскости. Располагаемые перегрузки являются показателем маневренности. Летчик создает их или рычагом общего шага, или углом атаки (ручкой циклического шага), оборотами несущего винта, скоростью полета. Но возможности их получения (создания) определяются рядом факторов, которые от летчика не зависят:

- полетный вес вертолета, он может быть больше либо меньше;
- температура наружного воздуха, эксплуатация вертолета летом и зимой существенно отличается;
- барометрическая высота полета, полеты в горной местности существенно отличаются от полетов на равнине и требуют специальной подготовки;
- индивидуальные возможности конкретного борта.

Итак, нормальные скоростные перегрузки зависят от полетного веса, высоты маневра, температуры наружного воздуха, мощности силовой установки, скорости полета, положения РЦШ ($n_{ха}$):

$$n_{уд} = f(G_{пол}, H, t_{нар.в}, N_e, V, n_{ха}). \quad (9)$$

Тангенциальная перегрузка зависит от тех же факторов и от $n_{уд}$:

$$n_{ха} = f(G_{пол}, H, t_{нар.в}, N_e, V, n_{уд}). \quad (10)$$

Влияние всех этих эксплуатационных факторов необходимо учитывать при решении конкретной задачи. На рис. 2 показана "сетка" тангенциальных перегрузок, полученная энергетическим методом.

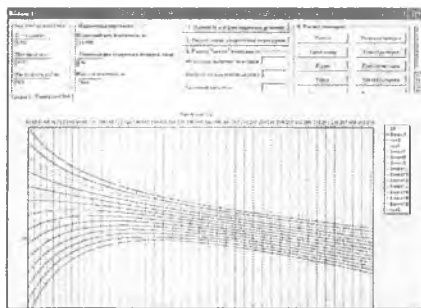


Рис.2. "Сетка" $n_{ха}$ (расчет)

В качестве примера на рис. 3 приведены результаты расчета петли Нестерова для стандартных условий при переменном законе управления. Перегрузка при выполнении фигуры изменялась по косинусоидальному закону. Среднее значение перегрузки за маневр равнялось 1,5, приращение перегрузки 0,3.

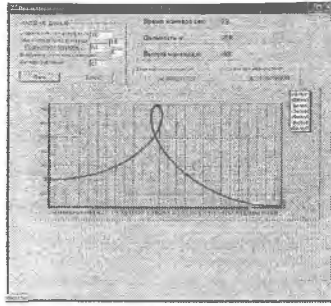


Рис.3. Петля Нестерова (расчет)

1. Маневр выполнен за 23 секунды на дальности 958 метров. Скорость в конце маневра составила 268 м/сек. Скорость в верхней точке 67,8 м/сек. Потеря высоты за маневр составила 93 метра.

На выходных параметрах фигуры сказывается влияние полетного веса, температуры наружного воздуха, высоты маневра. Увеличение полетного веса до 11500 кг уменьшает величину просадки вертолета до 35 метров. Уменьшение полетного веса вертолета до 10000 кг на 3 секунды увеличивает время маневра, но самое главное значительно увеличивает "просадку" вертолета, которая возрастает до 258 метров.

Варьируя входными данными маневра, с учетом индивидуальных возможностей вертолета, эксплуатационных условий, в конечном итоге можно найти такой закон управления, который будет приемлем в каждом конкретном случае.

Библиографический список

1. Трошин И.С. Динамика полета вертолета: Учебное пособие. М: Изд-во МАИ 1990.