

СИТУАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ

КАК ИНСТРУМЕНТ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЁТОВ

Основным недостатком вертолётной классической одновинтовой схемы является нехватка тяги рулевого винта (РВ) на определенных режимах полёта. С этой проблемой конструкторские бюро борются давно, в том числе путем изменения диапазона углов установки РВ, изменения направления вращения РВ, применения фенестронов, использование системы «NOTAR», замены стандартных винтов на Х-образные. Но, к сожалению, аварийность вертолётной, вызванная их самопроизвольным вращением, по-прежнему высока: с 2000 по 2009 г. в государственной авиации РФ произошло 29 авиационных событий с невосполнимой потерей авиатехники и гибелью людей [1]. Первые попытки смоделировать самопроизвольное вращение вертолётной с использованием численного метода дискретных вихрей были предприняты в ВВИА им. Н.Е. Жуковского в 1983г. [2, 3]. В дальнейшем этой проблемой занялись в Центральном аэрогидродинамическом институте [4, 5], но она актуальна до сих пор. Самопроизвольное вращение вертолётной это пример пространственного малоскоростного движения, изучение которого требует понимания физической сущности явления и наличия математического описания процесса, что позволит реализовать ситуационное моделирование полётной задачи.

Задача определения динамики движения центра масс вертолётной и его пространственного положения в любой момент времени представляет собой вторую задачу динамики свободного твердого тела (определение траектории по известным линейным и угловым ускорениям). Последние находятся из дифференциальных уравнений движения и моментов [6]:

$$\begin{aligned} m\dot{\vec{v}}_C &= \sum \vec{F}, \\ \dot{\vec{K}}_C &= \sum \vec{M}_C, \end{aligned} \quad (1)$$

где m — масса вертолётной, \vec{v}_C — скорость центра масс относительно земной системы координат, \vec{K}_C — кинетический момент относительно центра масс вертолётной, определяемый тензором инерции вертолётной относительно осей связанной системы координат и угловыми скоростями относительно этих же осей.

Правые части уравнений (1) для вертолётной одновинтовой схемы можно записать в виде:

$$\left\{ \begin{array}{l} \sum F_x = -G(\sin \gamma \sin \psi + \cos \gamma \cos \psi \sin \vartheta) - T_H \sec \tau_z \sin(\varepsilon + \tau_z) - X_f, \\ \sum F_y = -Y_s - G \cos \gamma \cos \vartheta - T_H (\sin \varepsilon \operatorname{tg} \tau_z - \cos \varepsilon), \\ \sum F_z = G(\sin \gamma \cos \psi - \cos \gamma \sin \psi \sin \vartheta) + T_H \operatorname{tg} \tau_x - T_{TH}, \\ \sum m_{x_c} = -h_{TH} T_{TH} - M_{RH} \sin \varepsilon + T_H y_E \operatorname{tg} \tau_x, \\ \sum m_{y_c} = -L_{TH} T_{TH} + M_{RH} \cos \varepsilon + T_H \operatorname{tg} \tau_x (y_E \operatorname{tg} \varepsilon - x_T), \\ \sum m_{z_c} = M_s + T_H (\sin \varepsilon \operatorname{tg} \tau_z (y_E \operatorname{tg} \varepsilon - x_T) + \cos \varepsilon (x_T + y_E \operatorname{tg} \tau_z)). \end{array} \right. \quad (2)$$

Углы отклонения тяги НВ τ_z и τ_x определяются не только управляющими воздействиями летчика, но и дополнительными завалами, возникающими в результате аэродинамического демпфирования и воздействия гироскопических моментов. Используя метод, описанный в работе [7], можно определить эти завалы, рассматривая сложное движение элемента лопасти и интегрируя по лопасти и винту в целом. Но указанный подход требует достаточно больших затрат машинного времени и неудобен для программных продуктов, работающих в реальном времени. Недостатком является и то, что, определив достаточно сложную кинематику движения элемента лопасти, необходимо дополнительно найти индуктивные скорости подсосывания с учетом взаимовлияния компоновочных элементов вертолёта друг на друга. Это весьма сложная задача. Авторы предлагают использовать иной подход, основанный на определении завалов конуса НВ, вызванных конкретными причинами, физическое содержание которых очевидно и требует лишь кратких пояснений.

В случае сложного пространственного движения вертолёта балансировочные значения отклонений силы тяги НВ в продольном и поперечном каналах должны определяться с учетом аэродинамического демпфирования и гироскопических моментов на конусе НВ. С учетом вышеизложенного положение вектора тяги относительно вала НВ определится следующими углами:

$$\tau_z = D_1 \kappa + D_1 \kappa_{AP} + a_1 + a_2 + a_3 + a_4, \quad (4)$$

$$\tau_x = D_1 \eta + D_1 \eta_{AP} + b_1 + b_2 + b_3 + b_4. \quad (5)$$

В выражениях (4) и (5) κ и η — искусственные завалы конуса НВ, создаваемые летчиком; κ_{AP} и η_{AP} — искусственные завалы конуса НВ, создаваемые автопилотом; a_1 и b_1 — естественные завалы конуса НВ от движения центра масс вертолёта; a_2 и b_2 —

завалы вследствие действия гироскопического момента на НВ вертолѐта, возникающего при маневрировании; a_3 и b_3 — завалы вследствие аэродинамического демпфирования и гироскопического момента от вращательного движения вертолѐта по тангажу; a_4 и b_4 — завалы вследствие аэродинамического демпфирования и гироскопического момента от вращательного движения по крену.

Четыре последних слагаемых в выражениях (4) и (5) непосредственно летчиком не контролируются. Отсюда следует вывод, что на определенных режимах полѐта на вертолѐте могут наблюдаться неустраняемые крен, тангаж, рыскание, если суммарная величина дополнительных завалов превышает максимальные значения углов отклонения конуса, которые могут быть созданы летчиком и автопилотом.

Прежде чем решать задачу пространственного малоскоростного движения вертолѐта, необходимо определить балансировочные значения углов отклонения органов управления и углов, характеризующих ориентацию вертолѐта, которые соответствуют конкретным значениям скорости центра масс. Получить эти значения можно путем решения системы нелинейных уравнений, получаемой из выражений (2) посредством приравнивания каждого из них к нулю. Решением системы являются шесть значений (углы отклонения автомата перекоса вперед-назад, вправо-влево, шаг несущего и рулевого винтов, углы тангажа и крена), обеспечивающих прямолинейный полѐт с заданной скоростью. Далее необходимо вводить возмущающий фактор и наблюдать его влияние на динамику поведения вертолѐта.

Была сделана попытка создания простой, но достоверной математической модели пространственного малоскоростного движения вертолѐта, во многом основанной на результатах экспериментов (тяги, завалы). Сложный процесс разложен на составляющие (аэродинамическое демпфирование, гироскопические моменты), конус НВ рассматривается как единое целое, сложное движение элемента лопасти не рассматривается. Получены простые аналитические зависимости для определения завалов конуса НВ [8, 9]. Предлагаемый подход позволит смоделировать пространственное малоскоростное движение вертолѐта в динамике для двух случаев:

- летчик не вмешивается в управление;
- летчик пытается устранить последствия негативного влияния возмущающего фактора (ветер справа, допущенное правое скольжение, перетяжеление НВ) после достижения вертолѐтом критического (на взгляд летчика) значения тангажа, крена или рыскания.

Библиографический список

1. Семенович, А.Р. Попасть на вращение // Вертолётная индустрия. — Апрель 2008.
2. Онушкин, Ю.П. К моделированию неуправляемого вращения вертолёта на ЭВМ/ Ю.П. Онушкин, Б.Е. Локтев // Труды ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1983.
3. Онушкин, Ю. П. Исследование штопора вертолёта / Ю.П. Онушкин, Б.Е. Локтев, В.В. Безнощенко // Труды ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1991.
4. Анимица, В. А. О «самопроизвольном» вращении одновинтовых вертолёттов / В.А. Анимица, В.А. Леонтьев // Научный вестник МГТУ ГА. — № 151. — М.: Изд-во МГТУ ГА, 2010.
5. Анимица, В.А. Расчетные исследования характеристик различных рулевых винтов при «самопроизвольном» вращении вертолёта / В.А. Анимица, В.С. Крымский, В.А. Леонтьев // Труды 11 форума Российского вертолётного общества. — М.: Изд-во МАИ, 2015.
6. Остославский, И.В. Динамика полёта. Траектории летательных аппаратов / И.В. Остославский, И.В. Стражева. — М.: Машиностроение, 1969. — 502 с.
7. Миль, М.Л. Вертолётты. Расчет и проектирование. — Том 1. Аэродинамика. / М.Л. Миль, А.В. Некрасов и др. — М.: Машиностроение, 1966. — 455 с.
8. Браверман, А.С. Динамика вертолёта. Предельные режимы полёта / А.С. Браверман, А.П. Вайнтруб. — М.: Машиностроение, 1988. — 280 с.
9. Брамвелл А.Р.С. Динамика вертолёттов. — М.: Машиностроение, 1982. — 366 с.