

Онушкин Ю.П., Полуяхтов В.А., Сафонов А.А., Островой А.В.

КОМПЛЕКСНОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ВЕРТОЛЁТА И ГЕОИНФОРМАЦИОННЫХ СИСТЕМ В ЦЕЛЯХ ПОДГОТОВКИ ЛЁТНОГО СОСТАВА

Особенности применения армейской авиации подразумевают выполнение полётных заданий на малых и предельно-малых высотах с максимальным использованием рельефа местности. Нижняя граница маневрирования составляет 10...15 м над земной поверхностью. В связи с этим комплексная оценка рельефа местности и предварительное моделирование полётных заданий являются первостепенными задачами при подготовке лётного состава. Для успешного решения навигационных и пилотажных задач требуется автоматизация предполётной подготовки, что предполагает использование тренажёрных комплексов. Но массовое внедрение авиационных тренажёров ограничено из-за их большой стоимости и сложности в эксплуатации.

Для решения этой задачи предлагается использовать имитатор полёта вертолёт. Он создан на основе синтеза простой, но адекватной динамической модели летательного аппарата (ЛА) и геоинформационной системы, представляющей возможность построения пространственной модели рельефа местности.

При исследовании маневренности вертолёт необходимо и достаточно исследовать траектории, по которым движется центр масс ЛА в пространстве под действием приложенных к нему сил, в траекторной системе координат $Ox_k Y_k Z_k$:

$$n_{\text{но}} - \sin \theta = \frac{1}{g} \frac{dV}{dt}; \quad n_{\text{юв}} \cos \gamma - \cos \theta = \frac{V}{g} \frac{d\theta}{dt}; \quad n_{\text{юв}} \sin \gamma = \frac{V \cos \theta}{g} \frac{d\psi}{dt};$$

$$\dot{X}_g = V \cos \theta \cos \psi; \quad \dot{Y}_g = V \sin \theta; \quad \dot{Z}_g = -V \sin \psi \cos \theta; \quad (1)$$

$$n_{\text{за}} = f(V, n_{\text{за}}, \varphi_n, t_{\text{нар}}, G, H, ИВВ); \quad n_{\text{юв}} = f(V, n_{\text{юв}}, \varphi_n, t_{\text{нар}}, G, H, ИВВ)$$

Поскольку исследуется реально существующий вертолёт, летающий в конкретном практическом диапазоне скоростей и высот полёта, имеющий силовую установку с заданными высотно-климатическими характеристиками и несущий винт с известными тяговыми характеристиками, то для решения системы уравнений (1) необходимо задать в качестве начальных условий или определять в процессе расчёта семь переменных: V , G , $t_{\text{нар.в}}$, H , φ_n , $ИВВ$, $n_{\text{за}}(n_{\text{юв}})$. В результате система уравнений (1) становится разрешимой.

Таким образом, определение располагаемых перегрузок $n_{\text{за}}$ и $n_{\text{юв}}$ с учётом полётного веса G , температуры наружного воздуха $t_{\text{нар.в}}$, скорости V , высоты манёвра H , под-

водимой мощности силовой установки φ_n , индивидуальных возможностей вертолёта (ИВВ) выполнимо.

Разработанная динамическая модель вертолёта основана на методе энергий:

$$E = E_{II} + E_K + E_{HВ} + E_p = mgH + \frac{mV^2}{2} + \frac{I_{\omega}\omega^2}{2} + \int_0^t \Delta N dt.$$

При движении твёрдого тела в силовом поле работа внешних сил, действующих на тело, равна изменению его полной механической энергии:

$$\int_0^t \Delta N dt = \Delta E = mg(H - H_0) + \frac{1}{2}m(V_t^2 - V_0^2) + \frac{1}{2}I_{\omega}(\omega^2 - \omega_0^2). \quad (2)$$

Продифференцировав (2), получим:

$$\Delta N = mg\dot{H} + mV_t\dot{V}_t + I_{\omega}\omega\dot{\omega}.$$

При постоянстве оборотов несущего винта и постоянной высоте в горизонтальном полёте, имеем:

$$\dot{V} = \frac{1}{mV} \Delta N; \quad \dot{V} = \frac{\Delta N}{GV}; \quad n_{\text{из}} = \frac{\Delta N}{GV}. \quad (3)$$

Анализ (3) показывает, что, воспользовавшись избытками мощности на различных скоростях горизонтального полёта, можно получить зависимость тангенциальной перегрузки $n_{\text{из}} = f(V, G = G_{\text{норм}})$. Она указывает на возможности вертолёта изменять величину скорости в горизонтальном полёте. Изменяя в расчётах полётный вес $kG_{\text{норм}}$, где $k = n_{\text{из}}$, получим зависимость $n_{\text{из}} = f(V, G = \text{var})$, которая указывает на остаточные возможности разгона или торможения вертолёта при уже известных нормальных скоростных перегрузках:

$$n_{\text{из}} = f\{G, I_{\text{впр}}, H, N_{\text{взл}}(\varphi_n), V, \text{ИВВ}, n_{\text{во}} = \text{var}\}$$

Таким образом, с использованием метода мощностей систематизирован подход к решению задачи расчёта манёвров вертолёта. На основе этого подхода разработан алгоритм и пакет прикладных программ для моделирования полётных заданий любого известного вертолёта с учётом условий эксплуатации.

Достоверность предложенной математической модели, алгоритма и программ расчёта манёвренных возможностей вертолёта подтверждается экспериментально. Верификация осуществлялась путём анализа материалов объективного контроля полётов на сложный пилаж вертолёта Ми-24 и лётных испытаний вертолёта АНСАТ.

При разработке полётных заданий использовались цифровые пространственные модели рельефа местности. Основным методом моделирования рельефа является по-

строение триангуляционных моделей (ТИН) с последующей линейной интерполяцией или построение сеточных моделей методом Кригинга. Треугольник задается тремя точками (x_a, y_a) , (x_b, y_b) , (x_c, y_c) . Тогда нормаль P к плоскости треугольника может быть выражена через векторное произведение двух его сторон как:

$$P = \begin{bmatrix} (y_b - y_a)(z_c - z_a) - (z_b - z_a)(y_c - y_a) \\ (z_b - z_a)(x_c - x_a) - (x_b - x_a)(z_c - z_a) \\ (x_b - x_a)(y_c - y_a) - (y_b - y_a)(x_c - x_a) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p_a \\ p_b \\ p_c \end{bmatrix}.$$

Направляющие косинусы и проекции нормали P к горизонтальной плоскости определяются следующим образом:

$$g = \frac{p_a}{\sqrt{p_a^2 + p_b^2 + p_c^2}}; \quad h = \frac{p_b}{\sqrt{p_a^2 + p_b^2 + p_c^2}};$$

$$i = \frac{p_c}{\sqrt{p_a^2 + p_b^2 + p_c^2}}; \quad e = \frac{p_a}{\sqrt{p_a^2 + p_b^2}}; \quad f = \frac{p_b}{\sqrt{p_a^2 + p_b^2}}.$$

Возвышение произвольной точки внутри треугольника определяется по уравнению плоскости, заданной вершинами треугольника. Плоскость с нормальным вектором $P = \{p_a, p_b, p_c\}$, проходящая через точку $M_0(x_0, y_0, z_0)$, описывается уравнением:

$$p_a(x - x_0) + p_b(y - y_0) + p_c(z - z_0) = 0.$$

Таким образом, по известным значениям x и y находятся возвышения произвольных точек. После проведения всех вышеописанных процедур по получению добавочных данных строится окончательная модель рельефа.

Геоинформационные системы дают представление о рельефе в виде трёхмерных изображений. Технология моделирования местности позволяет создавать наглядные и измеримые перспективные изображения, похожие на реальную местность.

Использование существующих геоинформационных систем позволяет создавать цифровые модели рельефа необходимого участка земной поверхности с требуемой степенью точности и применять их в качестве реальной «сцены» для моделирования полётных заданий.

Совместное использование геоинформационной системы и прикладных программ расчёта полётных заданий вертолёта с учётом условий эксплуатации позволяет имитировать полёт вертолёта по заданной траектории в реальном режиме времени и демонстрировать модель оператору. Предложенный вариант достаточно прост и может быть реализован на персональных компьютерах.

Приемлемая адекватность динамической модели и программ расчёта, доступность в освоении, наличие базы геоинформационных данных позволяет успешно внед-

рять современные информационные технологии в процесс подготовки лётного состава и влиять на повышение уровня безопасности полётов.

Библиографический список

1. Акимов, А.И. Лётные испытания вертолётов [Текст]/ А.И. Акимов, Л.М. Берестов, Р.А. Михеев. – М.: Машиностроение, 1994. – 399 с.
2. Берлянт, А.М. Геоинформационное картографирование [Текст]/ А.М. Берлянт. – М.: Астрей, 1997. – 64 с.
3. Володко, А.М. Основы лётной эксплуатации вертолётов. Динамика полёта [Текст]/ А.М. Володко. – М.: Транспорт, 1986. – 263 с.
4. Елькин, М.Н. Боевое маневрирование вертолётов [Текст]/ М.Н. Елькин, Г.А. Самойлов и др. – М.: Момино, 1990. – 304 с.
5. Кошкарёв, А.В. Геоинформатика. Справочное пособие [Текст]/ А.В. Кошкарёв, В.С. Тикунов. – М.: Картгеоцентр – Геодезиздат, 1997. – 213 с.