

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И ОПТИМИЗАЦИЯ ПОЛЁТНОГО ЗАДАНИЯ ВЕРТОЛЁТА: КОМПЛЕКСНЫЙ ПОДХОД

Одним из важнейших требований к выполнению боевой задачи в армейской авиации является скрытность, которую может дать полёт, происходящий на минимально возможной высоте с огибанием рельефа местности. Полёт в непосредственной близости от земной поверхности всегда сопряжен с реальной опасностью авиационного происшествия, поэтому для успешного выполнения задания и обеспечения безопасности полёта летчик должен чётко представлять последовательность действий во время полёта и отработать ее в рамках предполётной подготовки.

В этой связи большое значение имеет математическое моделирование полётного задания с последующей 3D-визуализацией полёта в условиях конкретного рельефа местности и особенностей конкретного полётного дня. По причине учёта большого количества факторов математическая модель динамики полёта вертолёт, очевидно, будет весьма сложной. Рассмотрим два подхода к моделированию, каждый из которых имеет свои особенности и пределы применимости.

1. Если считать вертолёт свободным твёрдым телом, то для исследования его движения можно использовать известные из теоретической механики дифференциальные уравнения

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

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

При использовании данного подхода необходимо знать, как зависят силы тяги НВ и РВ от скорости вертолёт и от значений шага НВ и шага РВ. Для нахождения данных зависимостей можно использовать различные аналитические подходы. Но, как показывает практика, результаты, полученные при их использовании, менее точны, чем данные экспериментов. Поэтому авторы используют результаты испытаний винтов

в аэродинамической трубе, на основе которых получены интерполяционные функции, выражающие указанные зависимости.

Также следует принимать во внимание аэродинамическое демпфирование и гироскопический момент, оказывающие влияние на НВ и выражающиеся в дополнительном завале его конуса, что вызывает необходимость коррекции τ_x и τ_z на каждом расчетном шаге.

Учитывая вышесказанное, использование дифференциальных уравнений движения свободного твёрдого тела авторы считают целесообразным в случае, если моделируется движение вертолѐта на скорости менее 50 км/ч, так как именно на этих скоростях происходит большинство авиационных происшествий, что диктует необходимость учета как можно большего количества факторов.

2. Метод энергий [1, 2] является существенным упрощением изложенного выше подхода, не требует больших вычислительных затрат и успешно применяется для моделирования частных случаев полѐта (без скольжения, скорость не менее 50 км/ч). Одним из его недостатков следует признать невозможность определения угла крена, поэтому его необходимо задавать, исходя из особенностей того или иного моделируемого маневра.

Используемая в методе энергий система уравнений, в основе которой лежат дифференциальные уравнения движения вертолѐта в перегрузках, имеет вид

$$\begin{aligned}
 n_{x_a} - \sin \theta &= \dot{V} / g, \\
 n_{y_a} \cos \gamma - \cos \theta &= V \dot{\theta} / g, \\
 n_{y_a} \sin \gamma &= V \cos \theta \dot{\psi} / g, \\
 \dot{x}_{C_g} &= V \cos \theta \cos \psi, \\
 \dot{y}_{C_g} &= V \sin \theta, \\
 \dot{z}_{C_g} &= -V \sin \psi \cos \theta, \\
 n_{x_a} &= f_1(G, t^\circ, H, V, \varphi_H, n_{y_a}, K), \\
 n_{y_a} &= f_2(G, t^\circ, H, V, \varphi_H, n_{x_a}, K),
 \end{aligned} \tag{2}$$

где θ — угол наклона траектории к горизонту (приближенно равный углу тангажа ν).

Если исследуется уже существующий вертолѐт, эксплуатируемый в конкретном практическом диапазоне скоростей и высот полѐта, имеющий силовую установку с заданными высотно-климатическими характеристиками и НВ с известными тяговыми характеристиками, то определение располагаемых перегрузок n_{x_a} и n_{y_a} с учетом

полётного веса, температуры наружного воздуха, скорости, высоты маневра, подводимой мощности силовой установки, индивидуальных возможностей вертолётa не представляет особых трудностей [3].

Результатом численного решения системы (2) являются зависимости $x_{C_g}(t)$, $y_{C_g}(t)$, $z_{C_g}(t)$, $\theta(t)$, $\psi(t)$, которые, дополненные заданной зависимостью $\gamma(t)$, позволяют выполнить 3D-визуализацию полёта.

Будем считать траекторию оптимальной, если полёт выполняется на высоте, исключающей, с одной стороны, столкновение с землей, а с другой стороны — позднее обнаружение вертолётa противником. Руководствуясь этими критериями, особенностями конкретной боевой задачи и накопленным опытом, всегда можно определить некоторое множество точек, задающих эту желаемую траекторию. Цель оптимизации полётного задания — приближение расчетной траектории к желаемой. Введем количественную характеристику оптимальности траектории, которую назовем функцией приспособленности F :

$$F = 1 / \sum_{i=1}^n d_i, \quad (3)$$

где d_i — расстояние от реальной траектории до точки на желаемой траектории полёта, имеющей номер i .

Каждый маневр характеризуется множеством параметров, например, временем начала его выполнения, перегрузкой на вводе, скоростью вывода и т.п. Таким образом, полётное задание, состоящее из m маневров, каждый из которых имеет n_i параметров, можно охарактеризовать массивом действительных чисел P :

$$P = \{p_{11}, \dots, p_{ij}, \dots, p_{mn_m}\},$$

где i — номер маневра, j — номер параметра i -го маневра.

Для оптимизации траектории полёта авторы используют генетический алгоритм, т.е. эвристический метод поиска решения путем случайного генерирования, комбинирования и вариации исходных параметров с последующим отбором на основе значения функции приспособленности [4].

Решение задачи оптимизации представляет собой набор параметров маневров P , дающий наибольшее значение функции приспособленности траектории, и, следовательно,

наилучшее (с учетом погрешности алгоритма) приближение расчетной траектории полёта к желаемой.

Предлагаемый подход может быть использован для создания программного продукта, позволяющего лётному составу моделировать полетное задание на незнакомом рельефе местности. В процессе моделирования летчик будет видеть и оценивать внекабинную обстановку, параметры движения и оптимальные отклонения органов управления для выполнения полета. Это может быть особенно актуально в боевых условиях.

Библиографический список

1. Вильдгрубе, Л.С. Исследование маневров вертолётов в вертикальной плоскости // Исследование аэромеханики вертолётов: сборник статей. — М.: ЦАГИ, 1985. — С. 31–75.

2. Факторович, И.О. Исследование переходных режимов вертолёта методом баланса энергии // Труды ЦАГИ, вып. 2026. — М.: ЦАГИ, 1979.

3. Сафонов, А.А. Особенности математического моделирования полётных заданий вертолётов с учетом эксплуатационных условий и рельефа местности: монография / А.А. Сафонов, Ю.П. Онушкин. — Сызрань: ВУНЦ ВВС «Воен.-возд. акад. им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина» (филиал, г. Сызрань, Самарская обл.), 2013. — 144 с.

4. Емельянов, В.В. Теория и практика эволюционного моделирования / В.В. Емельянов, В.В. Курейчик, В.М. Курейчик. — М: Физматлит, 2003. — 432 с.