МОДИФИЦИРОВАННЫЙ АЛГОРИТМ ОПТИМИЗАЦИИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО МАНЁВРА ВЕРТОЛЁТА НА ОСНОВЕ НЕЛИНЕЙНОЙ МОДЕЛИ

Андреев И.А., Дрёмов Ф.В.
Сызранский военный авиационный институт, г. Сызрань

Повышение эффективности применения вертолётов, как показывает опыт, достигается, в значительной степени, за счёт максимального уменьшения высоты и сокращения времени выполнения манёвров. Рассматривается задача оптимизации по времени часто выполняемого на малых и предельно-малых высотах горизонтального манёвра "разгон-торможение".

Манёвр состоит из 3-х этапов: на 1-ом этапе вертолёт из состояния висения изменяет угол тангажа от балансировочного $\vartheta_б$ до потребного $\vartheta_{пр}$ за минимум времени $\Delta t_{пр}$; на 2-ом этапе в течение заданного времени t_c происходит разгон вертолёта с неизменным или несущественно изменяющимся по времени углом тангажа $\vartheta_c=\vartheta_{пр}+\Delta\vartheta(t)$, где $\Delta\vartheta(t)$ - поправка, которая может задаваться бортовым вычислителем; на 3-ем этапе - этапе перевода(вывода) вертолёта в состояние висения - осуществляется вариант наиболее интенсивного торможения и зависание вертолёта. При осуществлении посадки этот этап соответствует выдерживанию вертолета. Центр масс вертолёта при выполнении манёвра движется по горизонтальной прямой.

На 1-ом и 2-ом этапах успешно применяется известный алгоритм оптимизации вертолёта [1;2;3] без каких-либо изменений. Отметим только следующую особенность - путевые параметры : координата x_g, скорость $\dot{x}_g$ и ускорение $\ddot{x}_g$ свободны, их числовые значения являются следствием управления по углу тангажа.

На 3-ем этапе в соответствии с [1;2;3] опорная программная траектория, конечные и начальные условия имеют вид:

$$x_{g_n}(t)=c_{10}+c_{11}t+c_{12}\,t^2/2+c_{13}\,t^3/6+c_{14}\,t^4/12+c_{15}\,t^5/20+c_{16}\,t^6/30;\quad(1)$$

$$\dot{x}_{g_n}(t)=c_{11}+c_{12}t+c_{13}\,t^2/2+c_{14}\,t^3/3+c_{15}\,t^4/4+c_{16}\,t^5/5\ ;$$

$$\ddot{x}_{g_n}(t)=c_{12}+c_{13}t+c_{14}t^2+c_{15}t^3+c_{16}t^4\,.$$

$$y_{g_n}=y_{g_{oc}};\quad \dot{y}_g(t)=0;\quad \ddot{y}_g(t)=0\,.\qquad(2)$$

$$t_0=t_{oc}:\quad x_g=x_{g_{oc}};\ \ \dot{x}_g=\dot{x}_{g_{oc}};\ \ \ddot{x}_g=\ddot{x}_{g_{oc}};\ \ y_g=y_{g_{oc}};\qquad(3)$$
$$\dot{y}_g=0;\quad \ddot{y}_g=0\ ;\quad \vartheta=\vartheta_{oc};\ \ \dot{\vartheta}=0;\quad \ddot{\vartheta}=0\,.$$

$$t_k=t_0+T_я:\quad \dot{x}_g=0;\ \ \ddot{x}_g=0;\ \ y_g=y_{g_{oc}};\ \ \dot{y}_g=0;\ \ \ddot{y}_g=0;\qquad(4)$$
$$\vartheta=\vartheta_{бал};\quad \dot{\vartheta}=0;\quad \ddot{\vartheta}=0\,.$$

Здесь индекс g означает, что параметр рассматривается в земной системе координат; индекс *n* означает опорный (потребный); индекс ос - окончание этапа 2.

В конечных условиях (4) неизвестна координата $x_{g_{пк}} = x_{g_k}$.

Выбор длины траектории на 3-м этапе $\Delta x_{g_в} = (x_{g_{пк}} - x_{g_{п0}})$ вместе с другими исходными данными : массой, моментом инерции - J_z, продольной центровкой - x_T вертолета, высотно-климатическими условиями определяют минимум времени $T_{вmin}$, необходимого на торможение и зависание вертолета.

Закон формирования потребных угловых параметров при отслеживании опорной траектории (1) определяется уравнениями (5).

$$\ddot{\vartheta}_п = 0; \tag{5}$$

$$\dot{\vartheta}_п = \frac{60(x_{g_п} - x_g)}{\Delta T^3} + \frac{36(\dot{x}_{g_п} - \dot{x}_g)}{\Delta T^2} + \frac{9(\ddot{x}_{g_п} - \ddot{x}_g)}{\Delta T}(-\frac{m}{T\cos\vartheta});$$

$$\vartheta_п = \vartheta + \dot{\vartheta}_п \tau_{\vartheta_{упр}},$$

где ϑ - текущее значение угла тангажа; $\tau_{\vartheta_{упр}}$ - время упреждения;

T - тяга несущего винта (НВ); m -масса вертолета; $\Delta T = T_в$.

Однако есть обстоятельства, существенно затрудняющие процесс оптимизации опорной траектории (1) с использованием алгоритма отслеживания (5). Они обусловлены спецификой вертолета как ЛА, заключающейся в существенном влиянии угла атаки НВ α_H на потребный крутящий момент $M_{кр}$ при характеристике режима работы НВ $\mu > 0{,}08 \div 0{,}09$, сильной взаимосвязи оборотов НВ и мощности силовой установки, относительно большом времени приемистости двигателей. Сложившаяся летная практика гашения путевой скорости методом "торможения несущим винтом", рекомендации летчику, определяемые инструкцией, позволяют предложить более рациональный по сравнению с обычным алгоритм оптимизации процесса движения на 3-м этапе рассматриваемого маневра. Отметим, что метод "торможения несущим винтом" - вариант наиболее интенсивного торможения рожден летной практикой и подтвержден многочисленными расчетами. Интенсивность торможения задается изменением угла тангажа (увеличением α_H). Общим шагом и ручкой управления выдерживаются ограничения на высоту полета и обороты НВ.

Предлагается 3-й этап разбить на 2 части: участок интенсивного торможения и участок перевода вертолета в состояние висения; вместо опорной траектории (1) ввести на обоих участках опорные траектории (6).

$$\vartheta_п = \vartheta_{п0} + \dot{\vartheta}_{п0} t + \ddot{\vartheta}_{п0} t^2/2 + c_{33} t^3/6 + c_{34} t^4/12 + c_{35} t^5/20; \tag{6}$$

$$\dot{\vartheta}_п = \dot{\vartheta}_{п0} + \ddot{\vartheta}_{п0} t^2 + c_{33} t^2/2 + c_{34} t^3/3 + c_{35} t^4/4;$$

$$\ddot{\vartheta}_п = \ddot{\vartheta}_{п0} + c_{33} t + c_{34} t^2 + c_{35} t^3;$$

Начальные и конечные условия (7), (8):

<u>1-й участок</u>

$$t_{0в_1} = t_{ос}: \qquad \vartheta_{0в_1} = \vartheta_{ос}; \qquad \dot{\vartheta}_{0в_1} = \ddot{\vartheta}_{0в_2} = 0; \tag{7}$$

$$t_{кв_1} = t_{0в_1} + \Delta t_{в_1}: \quad \vartheta_{кв_1} = \begin{matrix} \vartheta_{\max}, если\, \vartheta_{пр} < \vartheta_{бал}; \dot{\vartheta}_{кв_1} = 0; \\ \vartheta_{\min}, если\, \vartheta_{пр} > \vartheta_{бал}; \ddot{\vartheta}_{кв_2} = 0. \end{matrix}$$

2-й участок

$$t_{0в_2} = t_{кв_1}: \quad \vartheta_{0в_2} = \vartheta_{кв_1}; \quad \dot{\vartheta}_{0в_2} = \ddot{\vartheta}_{0в_2} = 0; \tag{8}$$

$$t_{кв_2} = t_{0в_2} + \Delta t_{в_2}: \quad \vartheta_{кв_2} = \vartheta_{бал}; \quad \dot{\vartheta}_{кв_2} = \ddot{\vartheta}_{кв_2} = 0.$$

Содержание алгоритма оптимизации сводится к следующему:

1. На 1-м участке задается параметр $\Delta\vartheta_{в_1} = \vartheta_{кв_1} - \vartheta_{0в_1}$, варьируется параметр $\Delta t_{в_1} = T_{в_1}$ и выбирается такое минимальное значение $\Delta t_{в_1} = T_{в_1 \min}$, что конечное состояние $\Delta\vartheta_{кв_1} = \vartheta_{0в_1} + \vartheta_{в_1}$; $\dot{\vartheta}_{кв_1} = \ddot{\vartheta}_{кв_1} = 0$ достигается с заданной точностью при выдерживании заданной высоты и ограничений на обороты НВ.
2. На 2-м участке варьируется параметр $\Delta t_{в_2} = T_{в_2}$ и выбирается такое минимальное значение $T_{в_2 \min}$, что конечное состояние $\vartheta_{кв_2} = \vartheta_{бал}$; $\dot{\vartheta}_{кв_2} = \ddot{\vartheta}_{кв_2} = 0$ достигается с заданной точностью при выдерживании заданной высоты и ограничений на обороты НВ.
3. Если модуль путевой скорости больше допустимой погрешности ε по достижении $\vartheta_{бал}$, то производится корректировка параметра $\Delta\vartheta_{в_1}$:

$$\Delta\vartheta_{в_1} + \Delta\vartheta, \text{ при } \dot{x}_g(\vartheta_{бал}) > \varepsilon;$$

$$\text{если } \vartheta_{0в_1} < \vartheta_{бал}, \text{ то } \quad \Delta\vartheta_{в_1} = \Delta\vartheta_{в_1} - \Delta\vartheta, \text{ при } \dot{x}_g(\vartheta_{бал}) < -\varepsilon;$$

$$\Delta\vartheta_{в_1} - \Delta\vartheta, \text{ при } \dot{x}_g(\vartheta_{бал}) < -\varepsilon;$$

$$\text{если } \vartheta_{0в_1} > \vartheta_{бал}, \text{ то } \quad \Delta\vartheta_{в_1} = \Delta\vartheta_{в_1} + \Delta\vartheta, \text{ при } \dot{x}_g(\vartheta_{бал}) > \varepsilon;$$

Алгоритм прост, так как при задании процесса торможения через изменение угла тангажа, малым вариациям $\Delta t_{в_1}$, $\Delta\vartheta_{в_1}$, $\Delta t_{в_2}$ соответствуют соизмеримые и просто объясняемые изменения потребных и текущих значений параметров вращательного движения и движения центра масс.

На рис.1. в качестве примера приведены результаты расчета оптимального по времени горизонтального маневра.

Список литературы

1. Нелюбов А.И. Летные характеристики и боевое маневрирование летательных аппаратов. Выпуск 2.-М.:ВВИА, 1986
2. Дремов Ф.В. К созданию математической модели оптимальных режимов набора высоты и снижения по вертикали. Аэродинамика летательных аппаратов. Ч.1. Научно-методические материалы.-М.:ВВИА, 1989

3. Дремов Ф.В. Математическая модель оптимизации углового движения вертолета в продольной плоскости на висении и малых поступательных скоростях полета. Отчет по НИР "Винт-3", Ч.2.-Сызрань: СВВАУЛ, 1986

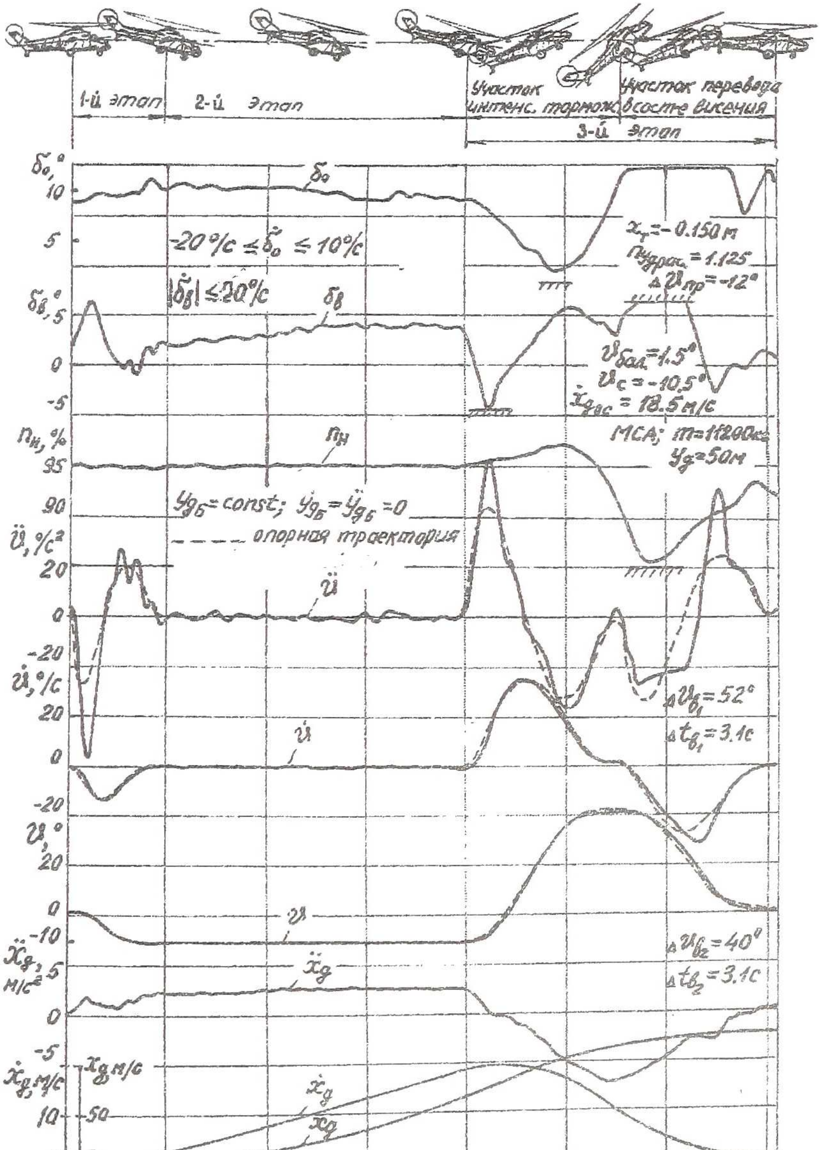

Рисунок 1