

УДК 533.661:54.061(045)

0541.251.34 + 0541.20-015

Блохин Л. Н. д-р техн. наук
Вовк В. Г.
Безкоровайный Ю. Н.

ЗАДАЧА ИДЕНТИФИКАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ВЕРТОЛЕТА МИ-8 С ГРУЗОВОЙ ПОДВЕСКОЙ В РЕЖИМЕ ВИСЕНИЯ

Институт электроники и систем управления Национального авиационного университета

Предложен новый метод идентификации параметров движения вертолета с грузовой подвеской в режиме висения. Предложена техника проведения натурных экспериментов для проблемы идентификации.

В последние десятилетия в связи с прогрессом в авиационной технике и сильно возросшей конкуренцией на авиационных рынках резко возросли требования к точности стабилизации вертолета в пространстве и на заданной траектории полёта.

Вертолёты входят в особую аэродинамическую группу летательных аппаратов. Как объект управления вертолёт неустойчив и многомерен, сфера применения которого огромна начиная от сельскохозяйственных и строительно-монтажных работ, заканчивая аэрофотосъёмками различного назначения и боевой поддержкой. При всех перечисленных видах использования вертолета главная цель управления его полетом – высокий уровень стабилизации вертолета на заданной траектории полёта или над определённой точкой земной поверхности.

Высокого уровня стабилизации вертолёта нельзя достичь без проведения по специальной методике, основанной на использовании наукоемких технологий, этапов идентификации его моделей динамики. Эти этапы базируются на результатах натурных испытаний вертолета [1].

В режимах стабилизации на вертолет действуют множество «малых» стохастических возмущающих факторов, характер и механизмы влияния которых на результаты стабилизации до сих пор не известны.

Проанализировав существующие публикации по данной тематике работ учитывающих влияние случайных возмущений на объект практически нет, рассматриваются же только влияние возмущений имеющих детерминированную природу.

Цель статьи провести идентификацию сигналов полученных в ходе проведения натурных испытаний вертолета на режиме висения с грузовой подвеской с целью построения аналитической модели вертолета.

Вертолет как объект стабилизации и управления представляет собой сложную динамическую систему, находящуюся под воздействиями:

- органов управления, сигналы которых изменяются во времени;
- не всегда контролируемым вектором возмущений, вызываемым стохастическим перемещением груза;
- не контролируемым вектором ряда внешних и внутренних стохастических возмущений, например, турбулентным ветром.

Как уже оговорено выше, вертолет как объект стабилизации принципиально многомерен и неустойчив. На него воздействует множество «малых» стохастических возмущающих факторов, характер и механизмы влияния которых на результаты стабилизации, как правило, неизвестны. Модели возмущенного движения вертолета в стабилизируемых режимах

полета только предстоит оценить проведение специальных испытаний в условиях близких к натурным. Грузовая подвеска создает дополнительный набор возмущающих факторов, для оценки которых требуются дополнительные средства и методы съема и обработки полетной информации.

Одним из важнейших и ответственным режимов стабилизации является режим висения. Для съема требуемой в задачах идентификации навигационной информации вертолета в режиме висения

необходим специальный полигон, ряд дополнительных средств съема и регистрации информации, как с самого вертолета, так и с грузовой подвески. Такой полигон имеется в НИИ сельскохозяйственной авиации (г. Краснодар). При испытаниях необходимо фиксировать объективные отклонения центра масс вертолета и его ориентации в горизонтальной системе координат. Для этого необходимо устанавливать на полигоне два кинотеодолита, объективы которых направлены продольной и боковой осью указанной системы.

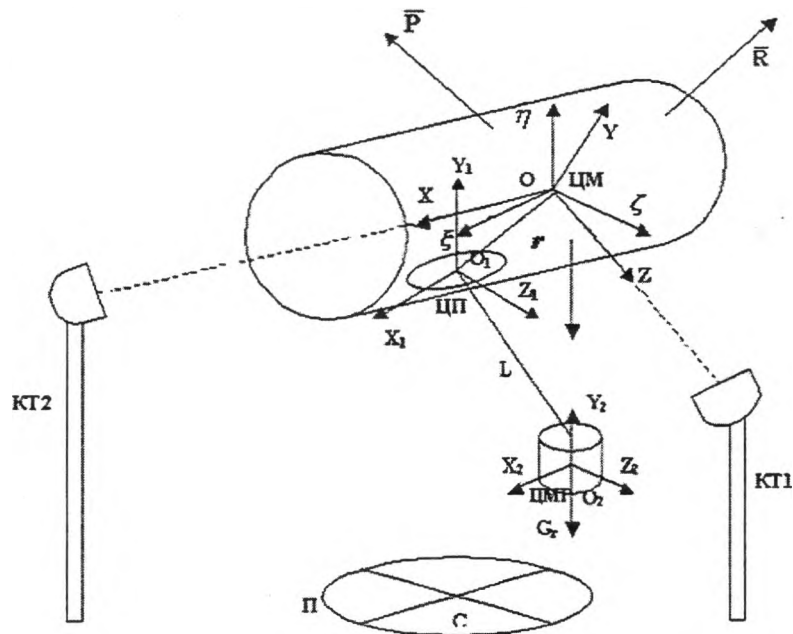


Рис. 1. Схема постановки эксперимента

Имеющимся штатными бортовыми измерительными средствами фиксируются сигналы, характеризующие возмущенную ориентацию вертолета в режиме висения. Кроме того, необходим по возможности более полный съем информации о динамике стохастических колебаний груза.

Схема, поясняющая постановку эксперимента представлена на рис.1. Здесь приняты следующие обозначения: КТ1, КТ2- кинотеодолиты; Позт – горизонтальная система координат связанная с центром масс вертолета, $OXYZ$ – система координат связанная с центром масс вертолета; $O_1X_1Y_1Z_1$ – система координат связанная с центром подвеса; $O_2X_2Y_2Z_2$ –

система координат связанная с центром масс груза; \bar{G} – вектор силы тяжести вертолета приложенный в центре тяжести вертолета; G_2 – сила тяжести груза (его вес); \bar{P} – вектор сил тяги; \bar{R} – вектор аэродинамических сил; ЦМ – центр масс вертолета; ЦП – центр подвеса; ЦМГ – центр масс груза; \bar{r} – радиус вектор между центром масс вертолета и точкой подвеса; П – площадка над которой висит вертолет; С – центр площадки над которым пилот удерживает груз; L – трос(его длина).

Съем информации поясняет рис. 2, где $u^T = [\partial_\delta \partial_\epsilon \partial_\phi \partial_\xi]^T$ – вектор управляющих воздействий от рулей управления

(∂_y – продольное отклонение руля, ∂_z – поперечное отклонение руля, ∂_φ – отклонение педалей, ∂_g – шаг газа); $\mathbf{o}^T = [\partial_\Gamma \Gamma_\Gamma]^T$ (∂_Γ – тангаж груза, Γ_Γ – крен груза); \mathbf{w} – п – мерный вектор неконтролируемых возмущений на объект; $\mathbf{x}^T = [x, y, z, \partial, \Gamma, \varphi]^T$ (Γ – угол крена вертолета, φ – угол рысканья вертолета, ∂ – угол тангажа вертолета, y – отклонение вертолета по высоте, z – отклонение вертолета в поперечной плоскости, x – отклонение вертолета в продольной плоскости).

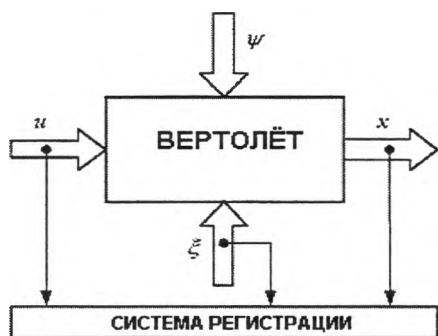


Рис. 2. Схема съема информации

Учитывая все вышесказанное, были получены массивы данных входных и выходных параметров системы представленной на рис.2, зарегистрированные синхронно. Для примера на рис.3 представлена осциллограмма сигнала тангажа вертолета.

Особо сложной задачей обработки является обработка сигналов воздействий от грузовой подвески, как возмущающего фактора для вертолета.

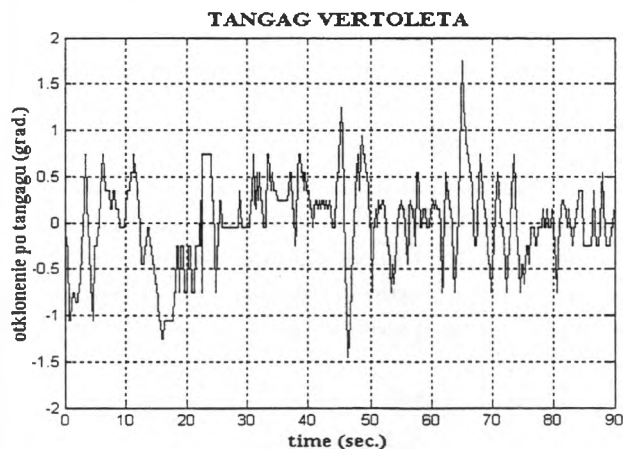


Рис. 3. Осциллограмма сигнала тангажа вертолета

Для корректной и точной обработки данных сигналов необходимо произвести пересчет сил и моментов, возникающих от перемещения груза, из системы связанной с центром масс груза в горизонтальную систему координат связанную с центром масс вертолета, и таким образом получить полный, усложненный вектор контролируемых возмущений \mathbf{O} .

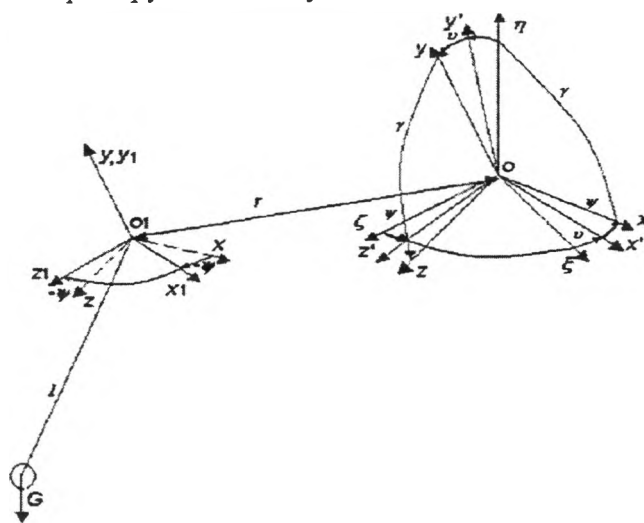


Рис. 4. Пересчет отклонений грузовой подвески

Оговоренный пересчет проиллюстрируем рисунком 4, где указаны системы координат и углы, создаваемые грузовой подвеской. Результатом данного пересчета являются векторы сил и моментов соответственно \mathbf{o}_1 и \mathbf{O}_2 возникающих на вертолете от движения грузовой подвески:

$$\mathbf{o}_1 = \begin{bmatrix} g \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix} G_\Gamma, \mathbf{o}_2 = \begin{bmatrix} -(r_z - l_0 \Gamma_\Gamma) \\ (r_z + l_0 \Gamma_\Gamma) \partial \\ (r_x + l_0 \partial_\Gamma) - (r_y + l_0) \partial \end{bmatrix} G_\Gamma, \quad (1)$$

где r_x, r_y, r_z – проекции вектора \bar{r} на связанную систему координат с центром масс вертолета. Тогда полный вектор воздействий \mathbf{O} будет иметь следующий вид

$$\mathbf{O} = \begin{bmatrix} \mathbf{o}_1 \\ \mathbf{O}_2 \end{bmatrix} = \bar{\mathbf{O}} + \mathbf{o} \quad (2)$$

В формуле (2) введены $\bar{\mathbf{O}}$ и \mathbf{o} – детерминированная и случайная составляющие вектора \mathbf{O} , равные

$$\bar{n} = G_{\Gamma} \begin{bmatrix} \vartheta \\ 0 \\ 0 \\ I_0 \Gamma_{\Gamma} \\ r_z \vartheta \\ I_0 \vartheta_{\Gamma} - r_y \vartheta - I_0 \vartheta \end{bmatrix}, \quad \bar{o} = G_{\Gamma} \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \\ -r_z \\ 0 \\ r_x \end{bmatrix}. \quad (3)$$

В задачу идентификации движения вертолета [2, 3] входит получение матриц спектральных и взаимных спектральных плотностей входных и выходных параметров объекта ($S_{uu}, S_{oo}, S_{xx}, S_{ux}, S_{xu}, S_{uo}, S_{ou}, S_{xo}, S_{ox}$), для этой цели на кафедре систем управления был разработан программный продукт *SPECTR*, алгоритм которого представлен на рис. 5



Рис. 5. Алгоритм программы *SPECTR*

В состав программы *SPECTR* входят три подпрограммы *COREL*, *WINDOW*, *DPF*. Этот пакет программ адаптирован как для использования на персональных ЭОМ, программно совместимых с *IBM PC AT, ATX*, так и для ЭОМ типа *PDR, VAX*, фирмы *DEC*.

Программа *COREL* предназначена для обработки *NS* рядов. Вычисляется *NS* корреляционных функций и *NS(NS-1)* взаимных корреляционных функций. Максимальное запаздывание, возникающее при вычислении, равняется значению *MAXM*. Выход подпрограммы состоит из печати массива корреляционных и взаимно корреляционных функций. Подпрограмма *WINDOW* предназначена для сглаживания временным окном оценки корреляционных функций. Для сглаживания было выбрано временное окно Хеннинга. Вычисление значения спектральной плотности для разных частей с помощью интегрирования по методу трапеций совершается подпрограммой *DPF*, которая реализует дискретное преобразование Фурье. Выходом этой подпрограммы и есть искомые массивы спектральных плотностей сигналов, пример которых в

виде спектральной плотности тангажа вертолета представлена на рис. 6.

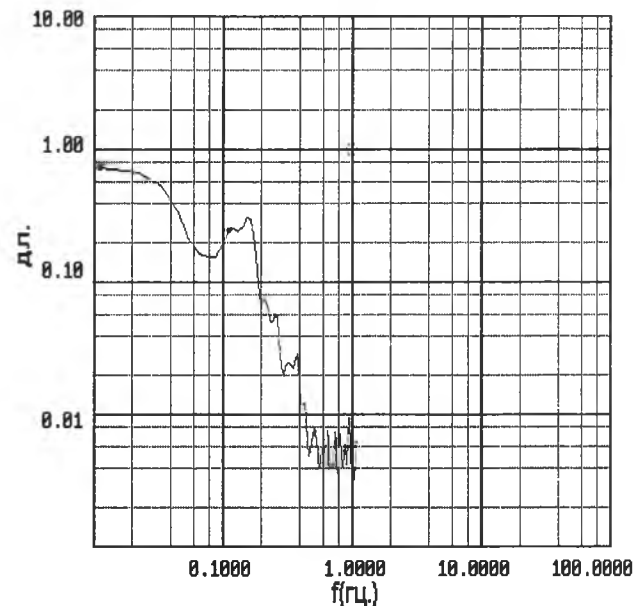


Рис. 6. Спектральная плотность тангажа вертолета $S_{\vartheta\vartheta}$ (град²с)

Следующим шагом идентификации является аппроксимация полученных графиков обобщенным методом логарифмических частотных характеристик [2] спектральных плотностей; как пример, аппроксимация спектральной плотности сигнала тангажа вертолета имеет следующий вид

$$S_{\vartheta\vartheta} = 0.8 \frac{(3.185^2 s^2 + 2 \cdot 0.7 \cdot 3.185s + 1)}{(6.369^2 s^2 + 2 \cdot 0.5 \cdot 6.369s + 1)(1.516^2 s^2 + 2 \cdot 0.7 \cdot 1.516s + 1)} \times \frac{(1.553^2 s^2 + 2 \cdot 0.5 \cdot 1.553s + 1)^2}{(0.637^2 s^2 + 2 \cdot 0.55 \cdot 0.637s + 1)}. \quad (4)$$

Аналогично находятся выражения для всех интересующих спектральных и взаимных спектральных плотностей зарегистрированных сигналов, и составляют матрицы спектральных и взаимных спектральных плотностей. Конечным результатом идентификации параметров движения вертолета МИ-8 с грузовой подвеской в режиме висения являются набор следующих матриц спектральных и взаимных спектральных плотностей входов и выхода системы:

$$S'_{uu} = \begin{bmatrix} S_{дгдг} & S_{дгдг} & S_{дгдг} & S_{дгдг} \\ S_{дгдг} & S_{дгдг} & S_{дгдг} & S_{дгдг} \\ S_{дгдг} & S_{дгдг} & S_{дгдг} & S_{дгдг} \\ S_{дгдг} & S_{дгдг} & S_{дгдг} & S_{дгдг} \end{bmatrix};$$

$$S'_{xx} = \begin{bmatrix} S_{xx} & S_{yx} & S_{zx} & S_{gx} & S_{rx} & S_{\varphi x} \\ S_{xy} & S_{yy} & S_{zy} & S_{gy} & S_{ry} & S_{\varphi y} \\ S_{xz} & S_{yz} & S_{zz} & S_{gz} & S_{rz} & S_{\varphi z} \\ S_{xg} & S_{yg} & S_{zg} & S_{gg} & S_{rg} & S_{\varphi g} \\ S_{xr} & S_{yr} & S_{zr} & S_{gr} & S_{rr} & S_{\varphi r} \\ S_{x\varphi} & S_{y\varphi} & S_{z\varphi} & S_{g\varphi} & S_{r\varphi} & S_{\varphi\varphi} \end{bmatrix};$$

$$S'_{oo} = G_{\Gamma}^2 I_0 \begin{bmatrix} \frac{1}{I_0^2} S'_{gg} & 0 & 0 & \frac{1}{I_0} S'_{r,g} & \frac{r_z}{I_0} S'_{\varphi g} & \frac{1}{I_0} S'_{\varphi,g} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{1}{I_0} S'_{r,g} & 0 & 0 & S'_{gg} & \frac{r_z}{I_0} S'_{\varphi r} & S'_{\varphi,r} \\ \frac{r_z}{I_0^2} S'_{\varphi g} & 0 & 0 & \frac{r_z}{I_0} S'_{r,g} & \left(\frac{r_z}{I_0}\right)^2 S'_{gg} & \frac{r_z}{I_0} S'_{\varphi,g} \\ \frac{1}{I_0} S'_{\varphi,g} & 0 & 0 & S'_{r,g} & \frac{r_z}{I_0} S'_{\varphi,g} & S'_{\varphi,g} \end{bmatrix};$$

$$S_{oz} = G \cdot I_0 \cdot \begin{bmatrix} \frac{1}{I_0} S_{gx} & 0 & 0 & S_{r,gx} & \frac{r_z}{I_0} S_{\varphi x} & S_{\varphi,gx} \\ \frac{1}{I_0} S_{gy} & 0 & 0 & S_{r,gy} & \frac{r_z}{I_0} S_{\varphi y} & S_{\varphi,gy} \\ \frac{1}{I_0} S_{gz} & 0 & 0 & S_{r,gz} & \frac{r_z}{I_0} S_{\varphi z} & S_{\varphi,gz} \\ \frac{1}{I_0} S_{gg} & 0 & 0 & S_{r,g} & \frac{r_z}{I_0} S_{\varphi g} & S_{\varphi,g} \\ \frac{1}{I_0} S_{gr} & 0 & 0 & S_{r,r} & \frac{r_z}{I_0} S_{\varphi r} & S_{\varphi,r} \\ \frac{1}{I_0} S_{g\varphi} & 0 & 0 & S_{r,\varphi} & \frac{r_z}{I_0} S_{\varphi,\varphi} & S_{\varphi,\varphi} \end{bmatrix};$$

$$S_{zo} = G \cdot I_0 \cdot \begin{bmatrix} \frac{1}{I_0} S_{xg} & \frac{1}{I_0} S_{yg} & \frac{1}{I_0} S_{zg} & \frac{1}{I_0} S_{gg} & \frac{1}{I_0} S_{rg} & \frac{1}{I_0} S_{\varphi g} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ S_{xr} & S_{yr} & S_{zr} & S_{rg} & S_{rr} & S_{\varphi r} \\ \frac{r_z}{I_0} S_{xg} & \frac{r_z}{I_0} S_{yg} & \frac{r_z}{I_0} S_{zg} & \frac{r_z}{I_0} S_{gg} & \frac{r_z}{I_0} S_{rg} & \frac{r_z}{I_0} S_{\varphi g} \\ S_{x\varphi} & S_{y\varphi} & S_{z\varphi} & S_{g\varphi} & S_{r\varphi} & S_{\varphi\varphi} \end{bmatrix};$$

$$; S_{uo} = \begin{bmatrix} \frac{1}{I_0} S_{дгг} & \frac{1}{I_0} S_{дгг} & \frac{1}{I_0} S_{дгг} & \frac{1}{I_0} S_{дгг} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ S_{дггг} & S_{дггг} & S_{дггг} & S_{дггг} \\ \frac{r_z}{I_0} S_{дгг} & \frac{r_z}{I_0} S_{дгг} & \frac{r_z}{I_0} S_{дгг} & \frac{r_z}{I_0} S_{дгг} \\ S_{дггг} & S_{дггг} & S_{дггг} & S_{дггг} \end{bmatrix};$$

$$S_{ou} = \begin{bmatrix} \frac{1}{I_0} S_{дгг} & 0 & 0 & S_{r,дгг} & \frac{r_z}{I_0} S_{\varphi дгг} & S_{\varphi,дгг} \\ \frac{1}{I_0} S_{дгг} & 0 & 0 & S_{r,дгг} & \frac{r_z}{I_0} S_{\varphi дгг} & S_{\varphi,дгг} \\ \frac{1}{I_0} S_{дгг} & 0 & 0 & S_{r,дгг} & \frac{r_z}{I_0} S_{\varphi дгг} & S_{\varphi,дгг} \\ \frac{1}{I_0} S_{дгг} & 0 & 0 & S_{r,дгг} & \frac{r_z}{I_0} S_{\varphi дгг} & S_{\varphi,дгг} \end{bmatrix};$$

$$S_{ux} = \begin{bmatrix} S_{дгг} & S_{дгг} & S_{дгг} & S_{дгг} \\ S_{дгг} & S_{дгг} & S_{дгг} & S_{дгг} \\ S_{дгг} & S_{дгг} & S_{дгг} & S_{дгг} \\ S_{дгг} & S_{дгг} & S_{дгг} & S_{дгг} \\ S_{дгг} & S_{дгг} & S_{дгг} & S_{дгг} \end{bmatrix};$$

$$S_{xu} = \begin{bmatrix} S_{хдг} & S_{удг} & S_{здг} & S_{дгг} & S_{гдг} & S_{фдг} \\ S_{хдг} & S_{удг} & S_{здг} & S_{дгг} & S_{гдг} & S_{фдг} \\ S_{хдг} & S_{удг} & S_{здг} & S_{дгг} & S_{гдг} & S_{фдг} \\ S_{хдг} & S_{удг} & S_{здг} & S_{дгг} & S_{гдг} & S_{фдг} \end{bmatrix};$$

Получив указанные матрицы решается поставленная задача идентификации, результаты которой должны использоваться как входная информация на этап синтеза системы управления вертолетом с грузовой подвеской на режиме висения.

Список литературы

1. Акимов А. И., Берестов Л. М., Михеев Р. А. Летные испытания вертолетов. – М.: Машиностроение, 1980. – 399 с.
2. Блохин Л.Н., Буриченко М.Ю. Статистична динаміка систем управління. – К.: НАУ, 2003. – 208 с.
3. Блохин Л.Н. Оптимальные системы стабилизации. – К.: Техника, 1982. – 143 с.
4. Бендат Дж., Пирсол А. Измерение и анализ случайных процессов. / Пер. с англ. М.: Мир. 1974. – 464 с.
5. Бендат Дж., Пирсол А. Применение корреляционного и спектрального анализа. / Пер. с англ. – М.: Мир. 1983. – 312 с.