

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ

УДК 629.

В.В. Каишковский, И.И. Тихий, Ю. Н. Шишкин

ИДЕНТИФИКАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ ДИНАМИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ЛЕТЧИКА ПО ДАННЫМ БОРТОВОГО УСТРОЙСТВА РЕГИСТРАЦИИ

В настоящее время летная подготовка осуществляется по жесткой программе. Для повышения эффективности летного обучения необходим переход к индивидуальным планам летной подготовки. Осуществление индивидуального плана возможно только при условии объективной оценки качества пилотирования.

Индивидуальный план летной подготовки предполагает объективную оценку качества пилотирования. Существующий оперативный контроль не позволяет в полной мере решить эту задачу. Главный недостаток оперативного контроля – невозможность прогноза. То есть результатом оперативного контроля является сообщение о нарушении летного ограничения после того как оно произошло.

Вопросы оценки качества пилотирования активно исследовались в институте космической медицины [1]. В 1976 и 1978 гг. академик Н.И. Фролов доказал, что одной из характеристик качества работы летчика является структура движения ручки управления и время активной работы стабилизатора на посадке. Однако данная работа выполнена в условиях научно-исследовательского института с применением специального исследовательского оборудования. Применить результаты этой работы для практической работы в летных школах и училищах невозможно. Поэтому предлагается разработка методики и программного обеспечения параметрической идентификации

модели летчика для оценки качества пилотирования летчиков в летных школах и училищах по данным бортовых устройств регистрации (БУР) для совершенствования индивидуальной летной подготовки.

Использование объективной информации БУР для оценки качества пилотирования является обязательным слагаемым летной подготовки, но возможности БУР на этом далеко не исчерпаны. Поэтому разработка новых алгоритмов оценки качества пилотирования остается актуальной задачей. Одному из таких подходов и посвящена данная статья.

Рассмотрим пилотирование самолета по глиссаде в директорном режиме. Для самолета фронтовой авиации продолжительность этого участка полета составляет примерно 100 с. При пилотировании по глиссаде летчик крайне ограничен в свободе своих действий, так как допустимое отклонение от нее не превышает нескольких метров по высоте и курсу. Это позволяет предельно упростить его модель в контуре пилотирования самолетом. Возможная обобщенная модель [2, 3] представлена на рис. 1.

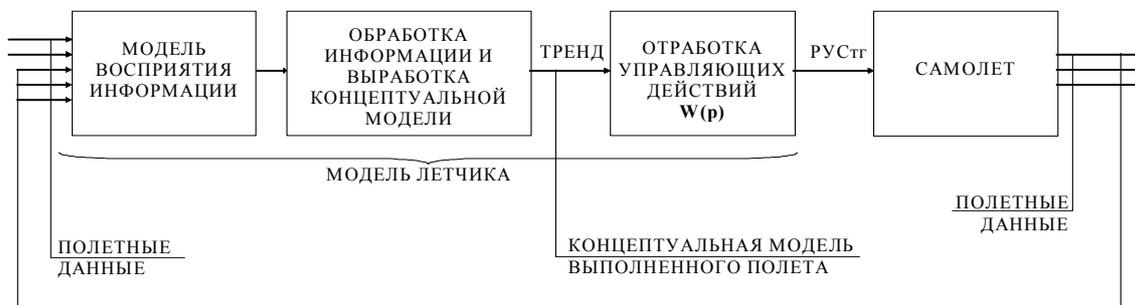


Рис. 1

В [1, 2] доказана возможность оценки качества пилотирования при заходе на посадку по отклонению ручки летчика в продольном канале управления самолета.

Исходя из этого и модели на рис. 1 рассмотрим структурную схему, представленную на рис. 2.

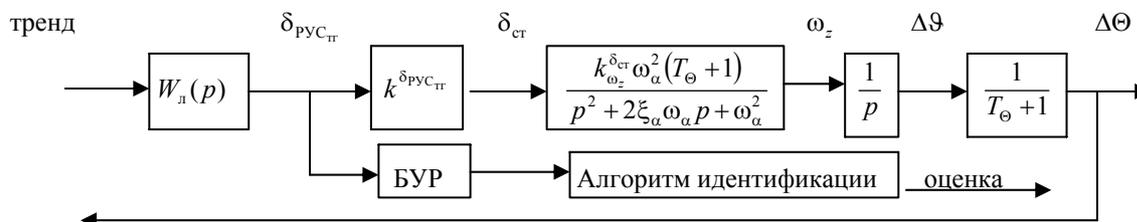


Рис. 2

Тренд на рис. 2 – это реализация мысленного сигнала траекторного управления самолетом по $\Delta\Theta$ или концептуальная модель действий летчика. Выходным сигналом $W_l(p)$ является отклонение ручки летчика по тангажу $\delta_{рус_стг}$. Исследования [3] показывают, что в продольном

канале управления $W_l(p)$ является форсирующим звеном. Отклонение $\delta_{рус_стг}$ измеряется датчиком и регистрируется БУР для обработки на земле. С помощью цифрового фильтра с частотой настройки ω_α сигнал $\delta_{рус_стг}$ можно разделить на тренд и высокочастотную составляющую

$\delta_{\text{PycT}}^{\circ}$. Не участвующая в траекторном управлении высокочастотная составляющая отражает процессы перерегулирования при реализации концептуальной модели. Высокочастотную составляющую сигнала $\delta_{\text{PycT}}^{\circ}$ будем называть исполнительской моделью действий летчика. Очевидно, что перерегулирование при исполнении концептуальной модели является одним из показателей качества пилотирования, которое статистически можно связать с уровнем подготовки данного летчика. Количественно перерегулирование может быть описано через параметры $W_{\text{л}}(p)$. Возникает задача оценки параметров $W_{\text{л}}(p)$ по высокочастотной составляющей $\delta_{\text{PycT}}^{\circ}$.

Сложность данной задачи заключается в том, что мы можем наблюдать выходной сигнал звена $W_{\text{л}}(p)$ на

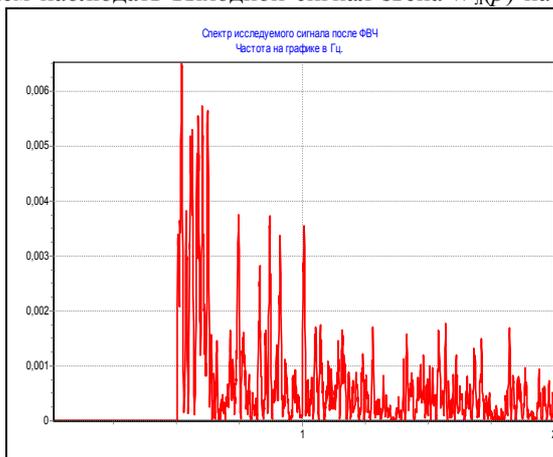


Рис. 3

Для количественного выражения степени отклонения плотности распределения дискретных измерений выходного сигнала $\delta_{\text{PycT}}^{\circ}$ от нормального закона распределения предлагается использовать алгоритм, основанный на свойствах срединной и средней арифметической ошибок нормального закона распределения. Для этого исходную последовательность измерений $X(i) = \{x(1), x(2), \dots, x(n-1), x(n)\}$ сигнала $\delta_{\text{PycT}}^{\circ}$ преобразуем в последовательность $Y(i) = \{y(1), y(2), \dots, y(n-1), y(n)\}$, где $y(i) = |x(i) - \hat{m}_x|$. Затем последовательность $Y(i)$ ранжируем по возрастанию, и вычисляем коэффициенты a и b :

$$a = \frac{y(n/2+1)n}{0,8453 \sum_{i=1}^n y(i)}, \quad b = \frac{y(n/2+1)}{0,6745 \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n y(i)^2}{n-1}}}$$

В соответствии с любой реализацией $\delta_{\text{PycT}}^{\circ}$ можно поставить числовое значение коэффициентов a и b , количественно выражающих отклонение плотности распределения дискретных измерений этой реализации от нормального закона распределения. Спектр и гистограмма выходного сигнала $\delta_{\text{PycT}}^{\circ}$ являются информативными, но при этом трудно установить их взаимосвязь с параметрами $W_{\text{л}}(p)$.

Были выполнены предварительные исследования свойств статистической оценки корреляционной функции, полученной по теореме Винера – Хинчина:

ограниченном участке времени T_n и в ограниченном частотном диапазоне. Нижняя граница частотного диапазона равна ω_{α} верхняя определяется частотой регистрации $\delta_{\text{PycT}}^{\circ}$ и для большинства самолетов составляет 2 Гц. Входной сигнал $W_{\text{л}}(p)$ нам неизвестен, так как вычисленный тренд является таковым только условно. Анализ полетных данных показывает, что спектр случайной составляющей выходного сигнала $W_{\text{л}}(p)$ имеет множество локальных максимумов, на фоне которых трудно выделить максимум, равный частоте собственных колебаний $W_{\text{л}}(p)$ (рис. 3), кроме того, выходной сигнал $\delta_{\text{PycT}}^{\circ}$ имеет функцию плотности распределения, не являющуюся Гауссовой (рис. 4).

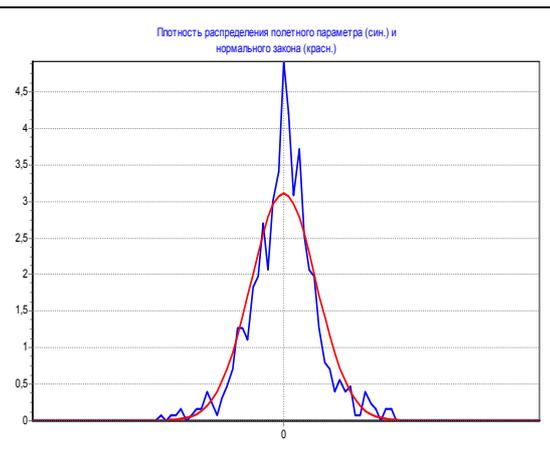


Рис. 4.

$$\hat{K} \delta_{\text{PycT}}^{\circ}(\tau) = 2 \int_0^{+\infty} S \delta_{\text{PycT}}^{\circ}(f) \cos(2\pi f\tau) df, \quad (1)$$

где $S \delta_{\text{PycT}}^{\circ}(f) = \lim_{T_n \rightarrow \infty} \frac{1}{T_n} \left| \int_0^{T_n} \delta_{\text{PycT}}^{\circ}(t) e^{-j2\pi ft} dt \right|^2$ – спектр мощности $\delta_{\text{PycT}}^{\circ}(\tau)$, вычисляемый методом дискретного преобразования Фурье (ДПФ).

Из-за малого времени наблюдения оценка (1) имеет мультипликативную погрешность и функционально зависит от времени наблюдения T_n . Исходя из этого, оценку $\hat{K} \delta_{\text{PycT}}^{\circ}(\tau)$ предлагается вычислять через нормированную корреляционную функцию $\hat{r} \delta_{\text{PycT}}^{\circ}(\tau)$

$$\hat{K} \delta_{\text{PycT}}^{\circ}(\tau) = D_{\delta_{\text{PycT}}^{\circ}} \frac{\hat{r} \delta_{\text{PycT}}^{\circ}(\tau)}{\delta_{\text{PycT}}^{\circ}} = D_{\delta_{\text{PycT}}^{\circ}} \frac{\int_0^{+\infty} \Phi_{\delta_{\text{PycT}}^{\circ}}(f) \cos(2\pi f\tau) df}{\int_0^{+\infty} \Phi_{\delta_{\text{PycT}}^{\circ}}(f) df}, \quad (2)$$

где $\Phi_{\delta_{\text{PycT}}^{\circ}} = \left| \int_0^{T_n} \delta_{\text{PycT}}^{\circ}(t) e^{-j2\pi ft} dt \right|^2$ – энергетический спектр

$\delta_{\text{PycT}}^{\circ}$, вычисляемый методом ДПФ; $D_{\delta_{\text{PycT}}^{\circ}} = \frac{1}{n-1} \times \sum_{i=1}^n \left[\delta_{\text{PycT}}^{\circ}(iT_d) \right]^2$ – оценка дисперсии вычисленная по

реализации $\overset{\circ}{\delta}_{\text{PVC}_{\text{TP}}}$. Анализ полетных данных показал, что график корреляционной функции (2) имеет устойчивые отличительные признаки, позволяющие количественно характеризовать динамические свойства летчика. На рис. 5 – 6 показаны нормированные корреляционные функции 2-х реализаций посадочного маневрирования, выполненных летчиком.

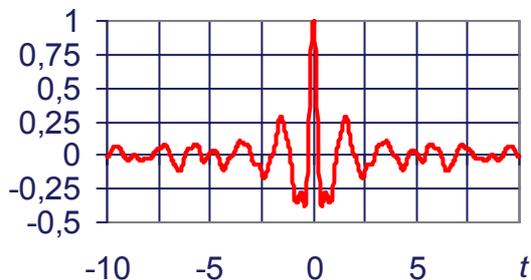


Рис. 5.

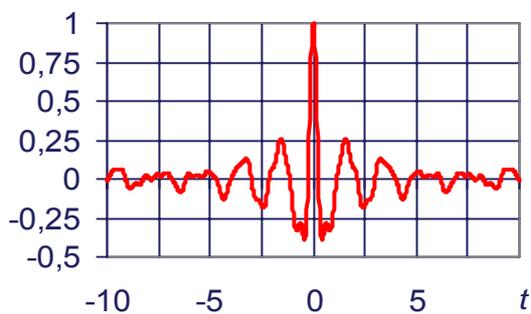


Рис. 6.

Однако, как и в случае со спектром выходного сигнала остается неизвестная зависимость корреляционной функции сигнала $\overset{\circ}{\delta}_{\text{PVC}_{\text{TP}}}$ с параметрами модели летчика $W_{\text{л}}(p)$.

Таким образом, возникла практическая задача идентификации параметров $F_{\text{мфл}}, F_{\text{мл}}, \xi_{\text{мл}}$ модели летчика:

$$W_{\text{мл}}(p) = \frac{K 2\pi F_{\text{мл}}^2 (p + 2\pi F_{\text{мфл}})}{F_{\text{мфл}} (p^2 + 4\pi \xi_{\text{мл}} F_{\text{мл}} p + 4\pi^2 F_{\text{мл}}^2)}$$

по корреляционной функции $\hat{K} \overset{\circ}{\delta}_{\text{PVC}_{\text{TP}}}(\tau)$. Задача усложняется тем, что форма $\hat{K} \overset{\circ}{\delta}_{\text{PVC}_{\text{TP}}}(\tau)$ зависит не только от параметров модели летчика, но и от частоты регистрации $\delta_{\text{PVC}_{\text{TP}}}$ и частоты настройки фильтра ω_{α} .

Решение этой задачи предлагается методом имитационного моделирования [4]. Для выполнения исследований предлагается три имитационных модели летчика (рис 7 а, б, в), далее называемых цифровыми, чтобы отличать их от модели летчика $W_{\text{л}}(p)$.

В начале были выполнены предварительные исследования модели б (рис. 7), в которой летчик представлен колебательным звеном. Цель исследований – выбор такого имитационного входного сигнала цифровых моделей, при котором спектр и коэффициенты a и b входили в диапазон отклонений аналогичных параметров, полученных по множеству реализаций $\overset{\circ}{\delta}_{\text{мPVC}_{\text{TP}}}$.

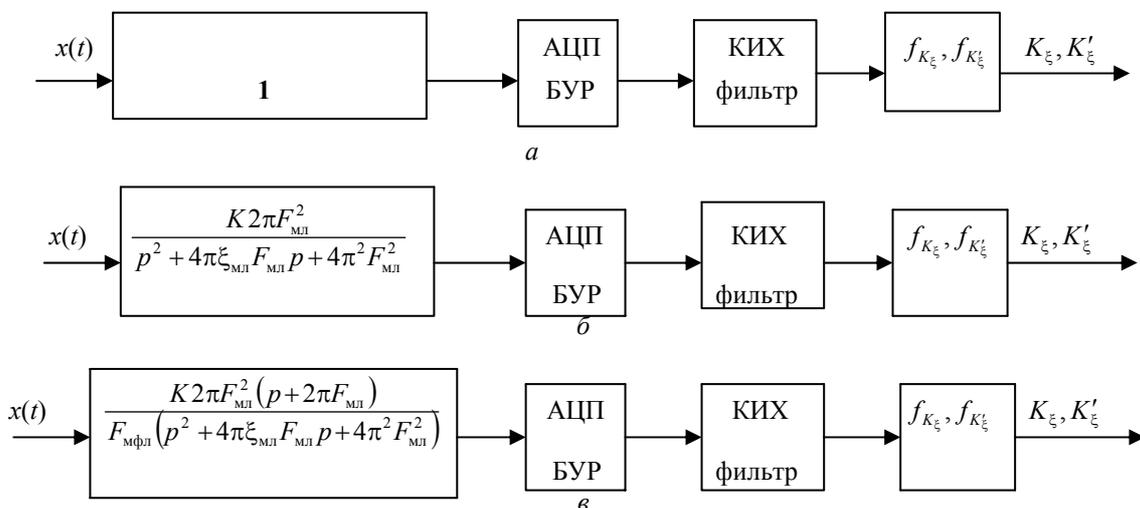


Рис. 7

Исследования модели а (рис. 7), где летчик представлен усилительным звеном, позволили выявить детерминированную взаимосвязь экстремумов производной корреляционной функции $\hat{K} \overset{\circ}{\delta}_{\text{PVC}_{\text{TP}}}(\tau)$ с частотой дискретизации $\overset{\circ}{\delta}_{\text{PVC}_{\text{TP}}}$ и частотой настройки фильтра ω_{α} . Графически эту зависимость можно выразить в виде «сетки» опорными точками которой являются нули и максимумы производной $\hat{K} \overset{\circ}{\delta}_{\text{PVC}_{\text{TP}}}(\tau)$ (рис. 8).

Наилучшие результаты были достигнуты при использовании входного сигнала, плотность распределения дискретных измерений которого показана на рис. 9.

Исследования показывают, что «сетки» экстремумов производной корреляционной функции $\hat{K} \overset{\circ}{\delta}_{\text{PVC}_{\text{TP}}}(\tau)$ модели летчика, полученной по реальным полетным данным и цифровых моделей летчика б и в не совпадают с сеткой экстремумов модели а. Это позволяет предположить, что данное расхождение зависит только от параметров модели летчика $W_{\text{л}}(p)$.

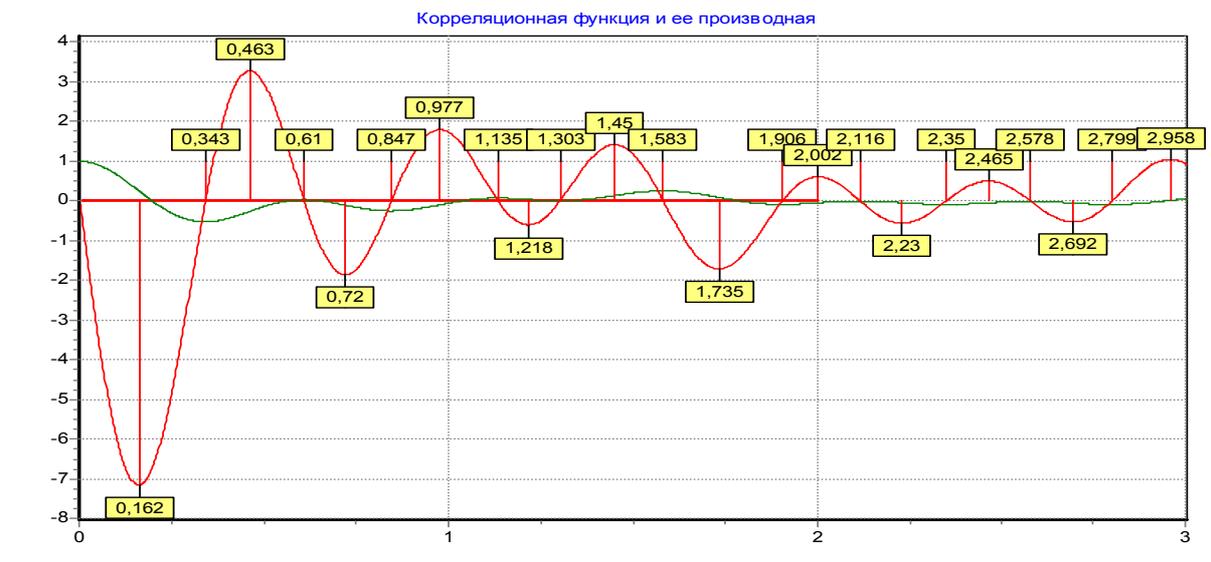


Рис. 8

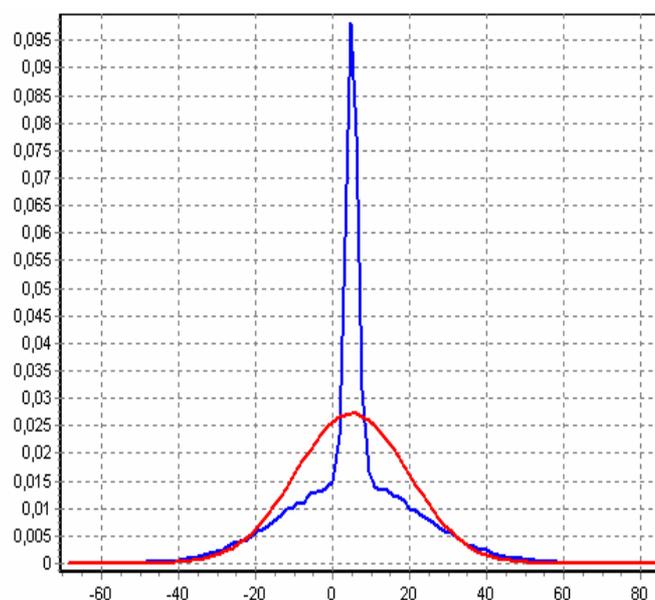


Рис. 9. Плотность распределения входного сигнала цифровых моделей и нормальный закон распределения

Целью дальнейших исследований цифровых моделей *б* и *в* (рис. 7) является количественное выражение параметров $F_{\text{мфл}}$, $F_{\text{мл}}$, $\xi_{\text{мл}}$ через разность опорных точек

«сетки» цифровой модели *а* и «сетки», полученной по результатам обработки полетных данных.

ЛИТЕРАТУРА

1. Фролов Н.И. Пути изучения работоспособности летчика в полете // Косм. биол. 1978. № 1. С. 3–10.
2. *Авиационная медицина: Руководство* / Под ред. Н.М.Рудного, П.В.Васильева, С.А. Гозулова. М.: Медицина, 1986. 580 с., ил.
3. Ефремов А.В., Оглоблин А.В., Предтеченский А.Н., Родченко В.В. Летчик как динамическая система. М.: Машиностроение, 1992. 336 с.
4. Информационное и математическое обеспечение задач управления организационно-техническими системами: Учебн. пособие // Под ред. В.Я. Головина. М.: ВАТУ, 2002. 239 с., ил.

Статья представлена кафедрой эксплуатации авиационного оборудования Иркутского военного авиационного инженерного института (г. Иркутск), поступила в научную редакцию «Кибернетика» 15 августа 2004 г.