

УДК 629.7.016.7:533.6

ББК 0530-011.66 + 0535.134.12-011.66Ан-24 + 0561.9-5

В.С. Белогузов, Д.К. Мещишен

МЕТОДИКА СНЯТИЯ ФРАГМЕНТОВ ПОЛЯР САМОЛЕТА ПО ДАННЫМ БОРТОВОГО РЕГИСТРАТОРА В УСЛОВИЯХ ПРЕДПРИЯТИЯ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Изложен способ снятия фрагментов фактических поляр самолета по данным бортового регистратора МСРП-12-96. Рассмотрены способ получения необходимого объема полетной информации в условиях предприятия гражданской авиации и процесс ее предварительной обработки на основе среднеквадратического приближения табличных функций изменения полетных параметров. Представлен результат апробации указанного способа на примере самолета Ан-24.

В условиях глобального старения самолётно-моторного парка Украины особо актуальной становится проблема организации в рамках эксплуатационного предприятия гражданской авиации системы мер, направленных на обеспечение контроля за сохранением лётной годности длительно эксплуатируемых воздушных судов. В настоящее время данная задача не находит своего решения на практике ввиду отсутствия у эксплуатантов авиационной техники методики, позволяющей производить объективный контроль за соответствием воздушных судов последним требованиям норм лётной годности [1].

Анализ требований норм лётной годности, касающихся лётных характеристик, показывает, что 75% всех ограничений эксплуатационного диапазона ВС рассчитываются на основе поляр самолёта $c_y = f(c_x)$ и зависимостей $c_y = f(\alpha)$. Следовательно, для расчета индивидуальных границ эксплуатационного диапазона конкретного экземпляра воздушного судна необходимо знать его фактические поляры и зависимости $c_y = f(\alpha)$ для различных конфигураций.

Указанные зависимости необходимо получить, ограничиваясь возможностями штатного контрольно-измерительного оборудования. Для решения поставленной задачи в качестве экспериментальной базы был выбран самолёт типа Ан-24, оборудованный бортовым регистратором МСРП-12-96.

При разработке способа снятия фрагментов поляр самолета по данным бортового регистратора возникла необходимость в получении полётной информации при условии соблюдения действующих лётных ограничений и требований безопасности полётов, установлении систематических погрешностей измерения, регистрации полетных параметров и снижении случайных погрешностей, среди которых наиболее значительна погрешность квантования [2].

Действующие лётные ограничения самолёта Ан-24 [3] таковы, что при условии сохранения значения вертикальной перегрузки, равного единице, в режиме горизонтального полёта могут быть получены фрагменты поляр, изображенные на рис. 1 сплошными линиями. Очевидно, что данной информации недостаточно для получения объективной картины об изменении поляр самолёта в процессе длительной эксплуатации. Поэтому для расширения диапазона значений коэффициентов c_x и c_y , измеряемых косвенным путем, были использованы записи учебно-тренировочного полета по программе упражнения 2.2 курса учебно-лётной подготовки на самолетах Ан-24, Ан-26 [4], предусматривающей пилотирование воздушных судов на минимально и максимально допустимых приборных скоростях полёта.

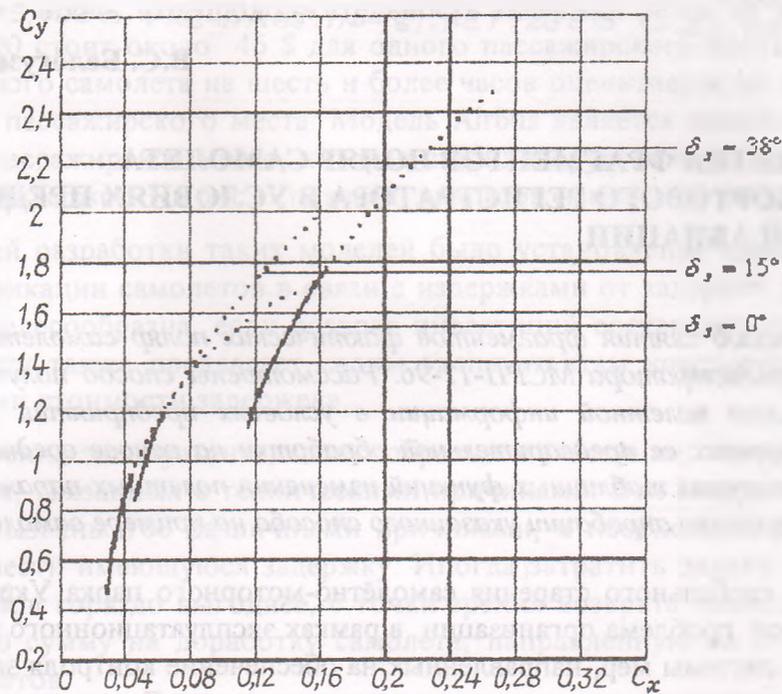


Рис. 1. Пределы измерения аэродинамических коэффициентов c_x , и c_y , при $n_y=1$ и $m_{пол}=20т$:

— при ограничениях по скорости V_{np} , установленных руководством по летной эксплуатации; - - - - при ограничениях по скорости V_{np} , установленных курсом учебно-летной подготовки

С учетом лётных ограничений по минимальным приборным скоростям, установленных курсом учебно-летной подготовки [4], при единичной вертикальной перегрузке и полётной массе 20000 кг, в режиме разгона и торможения могут быть получены фрагменты фактических поляр самолёта, изображенные на рис. 1 пунктирными линиями.

Выполнение условий, необходимых для осуществления тренировочного полёта по программе указанного упражнения, возможно в любом эксплуатационном предприятии гражданской авиации.

Для расчёта аэродинамических коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления применительно к самолёту Ан-24 с двигателями Ан-24 2-й серии на основании данных полётных параметров использовали следующие формулы, полученные из дифференциальных уравнений движения самолёта в продольном канале:

$$c_x = 2 \frac{\frac{21237(\mu_1 + \mu_2)}{V} \eta_e - mg \frac{1}{V} \frac{dH}{dt} - m \frac{dV}{dt}}{\rho_h V^2 S};$$

$$c_y = 2 \frac{m \frac{d^2 H}{dt^2} + mg \sqrt{1 - \left(\frac{1}{V} \frac{dH}{dt} \right)^2}}{\rho_h V^2 S \cos \gamma},$$

где μ_1, μ_2 - соответственно давления в измерителях крутящего момента левого и правого двигателей, считываемые с осциллограммы МСРП-12-96; V - истинная скорость полёта; η_e - КПД воздушного винта АВ-72; m - полётная масса; $\frac{dH}{dt}, \frac{dV}{dt}$ - соответственно производные барометрической высоты и истинной скорости по времени, определяемые аналитически; ρ_h - плотность воздуха на высоте H ; S - площадь крыла самолёта, равная $74,98 \text{ м}^2$; $\frac{d^2 H}{dt^2}$ - вторая производная барометрической высоты по времени; γ - угол крена.

Для снижения случайных погрешностей измерения и регистрации барометрической высоты, приборной скорости и давления масла в измерителях крутящего момента левого и правого двигателей было применено среднеквадратическое приближение соответствующих таблично заданных функций кубическими полиномами [5].

Для этой цели был разработан D - оптимальный план постановки наблюдения [6], при котором математические ожидания полётных параметров в соответствующий момент времени определяли по формулам:

$$H = h_0 + h_1 t + h_2 t^2 + h_3 t^3; \quad (1)$$

$$V = v_0 + v_1 t + v_2 t^2 + v_3 t^3; \quad (2)$$

$$\mu_{\Sigma} = \mu_0 + \mu_1 t + \mu_2 t^2 + \mu_3 t^3, \quad (3)$$

где $h = h(h_0, h_1, h_2, h_3)$, $v = v(v_0, v_1, v_2, v_3)$, $\mu = \mu(\mu_0, \mu_1, \mu_2, \mu_3)$ - векторы оценок коэффициентов соответствующих уравнений регрессии.

Критерий D - оптимальности плана X , состоящего из n опытов, был установлен исходя из условия

$$|C(X)| = \min |C(X)| = \min |(F^T F)^{-1}|,$$

где X - оптимальный в смысле D - критерия план наблюдения; C - дисперсионная матрица плана X ; F - матрица значений функций независимых переменных в точках плана.

Проверка, проведённая с помощью F - критерия [7], для доверительной вероятности 0,95 подтвердила адекватность соответствующих уравнений регрессии.

Производные $\frac{dH}{dt}, \frac{dV}{dt}$ и $\frac{d^2 H}{dt^2}$ были определены аналитическим путём после ввода в значения барометрической высоты и приборной скорости соответствующих аэродинамических поправок. Значения поправок были взяты из руководства по летной эксплуатации [3] для приемника воздушного давления ПВД-1, к которому подключены датчики регистратора МСРП-12-96 [8]. При этом значения приборной скорости были пересчитаны в соответствующие значения истинной скорости полёта.

Применение центрального плана наблюдения для каждого узла таблично заданных функций $H_B = h(t)$, $V_{np} = v(t)$, $\mu_{\Sigma} = \mu(t)$ позволило значительно снизить погрешности восстановления соответствующих полётных параметров и их производных на том основании, что в центральной точке плана при $t = 0$ формулы (1)-(3) сводятся к виду

$$H = h_0,$$

$$V = v_0,$$

$$\mu = \mu_0.$$

При этом доверительный интервал полетного параметра определяется только доверительным интервалом свободного коэффициента h_0 , v_0 или μ_0 . Относительная погрешность определения полётных параметров не превышала 5%, а погрешность определения производных $\frac{dH}{dt}$ и $\frac{dV}{dt}$ - 10%.

Было отмечено, что при таком способе обработки полётной информации наиболее существенной систематической погрешностью расчёта коэффициента лобового сопротивления является корреляционный характер взаимосвязи производных $\frac{dH}{dt}$ и $\frac{dV}{dt}$, т.е. неполное восстановление указанной связи на основе полётной информации. Значимость данного фактора была подтверждена дисперсионным анализом [6]. Данная погрешность, вызванная низкой чувствительностью датчика барометрической высоты и ведущая к погрешности расчёта коэффициента c_x , достигающей 30% и более, была устранена на основе априорной информации о виде функциональной взаимосвязи производных $\frac{dH}{dt}$ и $\frac{dV}{dt}$ путём наложения соответствующих ограничительных условий [9].

Таким условием был установлен изоэнергетический характер движения воздушного судна и справедливое для данного случая соотношение $\frac{dH}{dt} = -\frac{V}{g} \frac{dV}{dt}$ [10]. Расчёты показали, что при постоянном значении тяги силовой установки движение воздушного судна можно приближённо считать изоэнергетическим с удовлетворительной для практики точностью.

Указанным способом были получены фрагменты поляр самолёта, изображенные на рис. 2. Очевидно, что данной информации достаточно для того, чтобы сделать вывод о степени отличия типовых и фактических зависимостей $c_y = f(c_x)$.

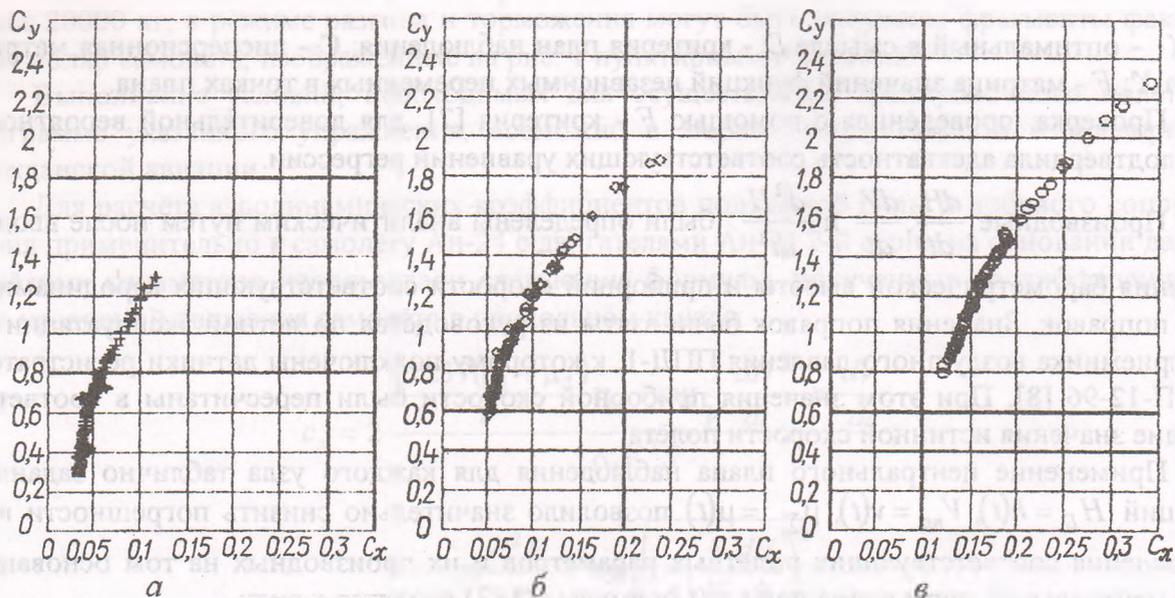


Рис.2. Фрагменты фактических поляр самолета Ан-24Б, бортовой номер 47179, полученные экспериментальным путём по данным бортового регистратора МСРП-12-96:

$a - \delta_3=0$; $b - \delta_3=15^\circ$; $v - \delta_3=38^\circ$

Совокупность измеренных косвенным путём значений коэффициентов подъёмной силы и лобового сопротивления в дальнейшем была использована в качестве входных данных для математической модели процесса изменения аэродинамических характеристик самолёта в ходе продолжительной эксплуатации. Упомянутая модель позволила восстановить фактические поляры самолёта, по которым были рассчитаны индивидуальные границы эксплуатационного диапазона самолёта Ан-24, бортовой номер 47179.

Список литературы

1. *Порядок сбора и практического использования информации бортовых систем регистрации на предприятиях ГА Украины/Свод авиационных правил Украины АПУ-3. Эксплуатация воздушных судов.* - К.: ДАТУ, 1996.
2. *Новицкий П.В., Зограф И.А.* Оценка погрешностей результатов измерений. -Л.: Энергоатомиздат. Ленингр. отд-ние, 1985. - 248 с.
3. *Руководство по лётной эксплуатации Ан-24 (Ан-24РВ).* -М.: Воздуш. транспорт, 1983.
4. *Курс учебно-лётной подготовки на самолётах Ан-24, Ан-26 для курсантов высших летных училищ гражданской авиации.* - М.: Воздуш. транспорт, 1985. - 111 с.
5. *Молчанов И.Н.* Машинные методы решения прикладных задач. Алгебра, приближенные функции. - К.: Наук. думка, 1987. - 288 с.
6. *Планирование эксперимента в исследовании технологических процессов/ К.Хартман, Э.Лецкий, В.Шефер и др.* -М.: Мир, 1977. -365 с.
7. *Математическая статистика: Учебник /В.М. Иванова, В.Н. Калинина, Л.А. Нешумова и др.* -2-е изд, перераб. и доп. - М.: Высш. шк., 1981. - 371 с.
8. *Самолёт Ан-24. Техническое описание. Кн. 5.* - М.: Машиностроение, 1969.
9. *Касьянов В.А., Ударцев Е.П.* Определение характеристик воздушных судов методами идентификации. - М.: Машиностроение, 1988. -176 с.
10. *Котик М.Г.* Динамика взлёта и посадки самолетов. - М.: Машиностроение, 1984. - 256 с.

Стаття надійшла до редакції 8 червня 2000 року.