

УДК 629.735.015.017.21

С.А. Ищенко

## МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ИНДИВИДУАЛЬНЫХ ОСОБЕННОСТЕЙ ВС ПО ДАННЫМ БОРТОВЫХ СИСТЕМ РЕГИСТРАЦИИ ПОЛЕТНОЙ ИНФОРМАЦИИ

*Рассмотрена методика оценки индивидуальных особенностей конкретного ВС по данным расходных характеристик, зарегистрированных бортовыми системами накопления полетной информации. На примере самолетов Ил-86 показано, что существует возможность установить причины появления индивидуальных особенностей и производить их учет в процессе летной эксплуатации ВС.*

Как известно [1], индивидуальные особенности ВС, приобретенные в процессе эксплуатации, приводят к изменению их летно-технических характеристик. Проблема учета и компенсации воздействий индивидуальных особенностей связана с выявлением причин, порождающих их появление. На основании анализа вероятных причин [2, 3], показано, что наибольшее влияние на изменение летно-технических характеристик оказывают состояние двигателя (оценивается коэффициентом потери тяги) и состояние планера (дисбаланс топлива в крыльевых баках, отклонение взаимного расположения деталей конструкции ВС от номинального состояния поверхности планера). Методика оценки коэффициента потерь интегральной тяги двигателей по данным, зарегистрированным бортовыми накопителями на этапе взлета, представлена в работе [4]. Для оценки причин, связанных с состоянием планера, разработана приведенная ниже методика.

Данная методика базируется на методе приведения по сетке характеристик [5]. Для получения обобщенной сетки характеристик установившегося прямолинейного горизонтального полета необходимо на нескольких высотах выполнить установившиеся горизонтальные полеты на ряде скоростей в диапазоне от минимальной до максимальной. Поскольку задача является многофакторной, выполнение полного объема пролетов является весьма трудоемким, поэтому значения конкретных факторов (высот, полетных масс, чисел  $M$ ) из эксплуатационного диапазона получают с использованием методов планирования многофакторного эксперимента. Эти данные предоставляют экипажу для реализации в процессе эксплуатационных полетов, а также используют для расчетов по номограммам руководства по летной эксплуатации (РЛЭ) эталонных значений относительных километровых расходов ( $\bar{q}^{РЛЭ}$ ) и приведенных моментов вращения ротора двигателя ( $n_{пр}$ ) [6].

Бортовая система регистрации параметров полета (МСРП) позволяет получить запись параметров, необходимых для расчета соответствующих оценок режима. Так, для реализации данной методики используются записи следующих параметров: барометрической высоты полета  $H_б$ , температуры наружного воздуха  $t_{нв}$ , приборной скорости  $V_{пр}$  или числа  $M$ , средней полетной массы ВС  $m_{пол.ср}$ , среднего часового расхода топлива  $Q_{ср}$ , средней частоты вращения роторов высокого давления  $n_{вд.ср}$ , положения стабилизатора  $\varphi_{ст}$ , углов отклонения руля высоты  $\delta_v$ , элеронов  $\delta_\epsilon$ , интерцепторов  $\delta_\eta$  и руля направления  $\delta_{рн}$ .

Рассчитанные для режима средние значения параметров  $H_{б.ср}$ ,  $t_{нв.ср}$ ,  $M_{ср}$ ,  $Q_{ср}$ ,  $m_{пол.ср}$ ,  $n_{вд.ср}$  используются для получения оценок:

– давления воздуха  $p_H$  и температуры на высоте;  $T_H = 273 + t_{нв.ср}$ ;

- приведенной массы ВС  $m_{пр} = m_{пол.ср} \frac{p_0}{p_H}$ ;  $p_0 = 760$  мм рт. ст.;
- приведенных оборотов  $n_{пр} = n_{вд.ср} \sqrt{\frac{T_0}{T_H}}$ ;  $T_0 = 288$  К;
- среднего километрового расхода топлива  $q_{ср}^p = Q_{ср} / (72,2 M_{ср} \sqrt{T_H})$ ;
- относительного километрового расхода топлива  $\bar{q}^p = \frac{q_{ср}^p}{m_{пол.ср}}$ .

Полученные значения эксплуатационных параметров позволяют получить для конкретного самолета функциональные зависимости  $M = f_1(m_{пр}, n_{пр})$ ,  $\bar{q}^p = f_2(m_{пр}, M)$ , которые и используются для выявления индивидуальных особенностей ВС. Для проверки принадлежности полученных значений относительных километровых расходов топлива конкретного ВС данным, приведенным в РЛЭ, применяется F - критерий Фишера, на основании которого проверяется гипотеза, что исследуемое ВС обладает индивидуальными особенностями, то есть данные расходов топлива имеют существенное отличие от данных, приведенных в РЛЭ. Для расходных характеристик ВС принят 5 % - й уровень значимости. В случае подтверждения гипотезы производятся дальнейшие исследования, направленные на выяснение причин появления индивидуальных особенностей у конкретного ВС.

Данные отклонений органов управления, зарегистрированные бортовыми накопителями информации, позволяют оценить значения как дополнительного лобового сопротивления, так и асимметричных моментов от индивидуальных особенностей на конкретном режиме полета. Дополнительное сопротивление, обусловленное балансировкой и состоянием поверхности планера, представляется зависимостью:

$$\Delta c_{хинд} = \Delta c_{xрн} + \Delta c_{xэ} + \Delta c_{xи} + \Delta c_{x\beta} + \Delta c_{xш}$$

где  $\Delta c_{xрн}$ ,  $\Delta c_{xэ}$ ,  $\Delta c_{xи}$ ,  $\Delta c_{x\beta}$  - приращения коэффициента лобового сопротивления ВС за счет балансировочного отклонения руля направления, элеронов, интерцепторов и угла скольжения;  $\Delta c_{xш}$  - приращение коэффициента лобового сопротивления от шероховатости поверхности планера. Значения приращений этих коэффициентов рассчитываются на основании функциональных зависимостей, характеризующих изменения основного коэффициента лобового сопротивления за счет отклонения соответствующего органа управления, приведенные в атласе аэродинамических характеристик рассматриваемого типа ВС. Основным коэффициентом лобового сопротивления на режиме определялся как сумма  $c_{xa} = c_{x0}(M, c_{ya}) + \Delta c_{хинд}$ , где значение  $c_{x0}(M, c_{ya})$  приведено в атласе.

Используя математическую модель рассматриваемого типа ВС и рассчитывая на ней продольную балансировку, для полученного коэффициента лобового сопротивления  $c_{xa}$  определяют следующие параметры: угол атаки  $\alpha_i$ , отклонение стабилизатора  $\varphi_{сгт}$  и потребную тягу двигателей  $P_i^M$ . Дроссельная характеристика двигателя позволяет рассчитать часовой, а затем и относительный километровый расход топлива  $\bar{q}_i^M$ , обусловленный балансировкой асимметричных моментов. По значениям километровых расходов  $\bar{q}_i^{РЛЭ}$ ,  $\bar{q}_i^p$ ,  $\bar{q}_i^M$  для рассматриваемого режима вычисляют функции коррекции расходных характеристик, связанные с влиянием на них отдельно индивидуальных особенностей планера и двигателя:

- суммарную функцию  $k_{iп+д} = \bar{q}_i^p / \bar{q}_i^{РЛЭ}$ ;

- влияния планера  $k_{iп} = \bar{q}_i^M / \bar{q}_i^{ПЛЭ}$  ;
- влияние двигателя  $k_{iд} = 1 + \frac{q_i^P - \bar{q}_i^M}{\bar{q}_i^{ПЛЭ}}$ .

В качестве примера на рисунке 1 приведены зависимости рассмотренных функций коррекции, полученные по результатам обработки рейсовых полетов самолета Ил-86 с бортовым номером 86083.

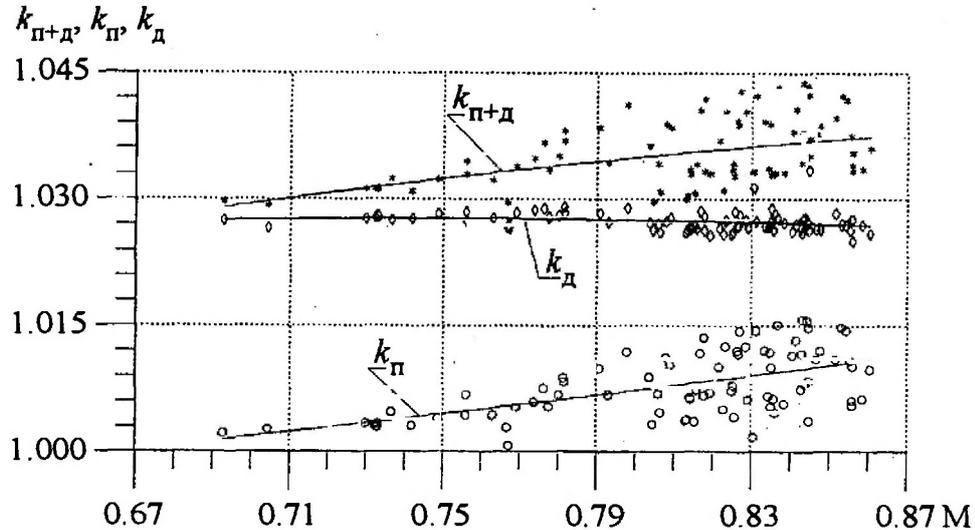


Рис. 1. Зависимость функций коррекции расхода топлива от числа М самолета Ил-86 № 86083

\* -  $k_{п+д}$ ;  $\diamond$  -  $k_{д}$ ;  $\circ$  -  $k_{п}$ ; ——— - аппроксимация моделью

Как видно из рисунка, приращение расхода топлива, вызванное техническим состоянием силовой установки, мало зависит от числа М, режима работы двигателя и составляет для данного самолета  $\approx 2,7\%$ . В то же время приращение расхода топлива, вызванное состоянием планера, явно зависит от числа М, что связано с увеличением балансирующего сопротивления, обусловленного возрастанием по числу М асимметричных моментов.

Изложенная выше методика позволила разделить приращение расхода топлива, обусловленное состоянием планера и техническим состоянием двигателя.

Для оценки причин возникновения индивидуальных особенностей конкретного самолета были выполнены расчеты коэффициентов асимметричных моментов  $\Delta m_y$  и  $\Delta m_x$  для заданного режима полета по уравнениям коэффициентов моментов, полученным из условия сбалансированного полета:

$$(m_y^3 \delta_\gamma + m_y^H \delta_H + m_y^B \beta + \Delta m_y) \mu L = 0;$$

$$(m_x^3 \delta_\gamma + m_x^H \delta_H + m_x^B \beta + \Delta m_x) \mu L = 0; \quad \mu = 0,5 \rho_H V^2 S,$$

где  $\delta_\gamma$ ,  $\delta_H$ ,  $\beta$  - отклонений элеронов, руля направления и крена ВС, зарегистрированные бортовыми накопителями информации;  $m_y^3$ ,  $m_y^H$ ,  $m_y^B$  - производные коэффициента момента рыскания по углам отклонения элеронов, руля направления и скольжения;  $m_x^3$ ,  $m_x^H$ ,  $m_x^B$  - производные коэффициента момента крена по углам отклонения элеронов, руля направления и скольжения;  $S$ ,  $L$  - площадь и размах крыла.

Значения производных коэффициентов моментов, для рассматриваемых режимов полета, получены из атласа аэродинамических характеристик данного типа ВС.

Значение угла скольжения ВС получено из решения уравнения баланса боковой силы

$$(c_z^H \delta_H + -\beta_z) \mu + mg \sin \gamma - \sum_{i=1}^4 P_i \sin \beta = 0.$$

Анализ факторов, порождающих индивидуальные особенности конкретного самолета, выявляет, что наиболее существенное влияние на создание асимметричных моментов оказывают погрешности углов установки полукрыльев от номинального значения и несимметричная заправка топлива из крыльевых баков. Поэтому эти факторы использованы в расчетах в качестве основных для создания асимметричных моментов. Для конкретного самолета значения углов установки полукрыльев  $\Delta\varphi_{кр}$  и разности массы топлива  $\Delta m_T$  в левом и правом крыльях находились в процессе минимизации критерия вида

$$J = \sum_{i=1}^N \left[ \mu_1 \left( 1 - \frac{\Delta m_{xi}}{\Delta m_x} \right)^2 + \mu_2 \left( 1 - \frac{\Delta m_{yi}}{\Delta m_y} \right)^2 \right],$$

$\Delta m_{xi}$ ,  $\Delta m_{yi}$  - коэффициенты асимметричных моментов, полученные в результате расчета действия рассматриваемых факторов;  $\mu_1$ ,  $\mu_2$  - весовые коэффициенты;  $N$  - количество рассматриваемых режимов полета конкретного самолета. Коэффициенты асимметричных моментов  $\Delta m_{xi}$  и  $\Delta m_{yi}$  представлены следующими выражениями:

$$\Delta m_{xi} = \Delta m_{xi}(\Delta\varphi_{кр}) + \Delta m_{xi}(\Delta m_T); \quad \Delta m_{yi} = \Delta m_{yi}(\Delta\varphi_{кр}),$$

$$\Delta c_{x_a}(\Delta\varphi_{кр}) = 0,5 |c_{x_a л.пк} - c_{x_a п.пк}|; \quad \Delta c_{y_a}(\Delta\varphi_{кр}) = 0,5 |c_{y_a л.пк} - c_{y_a п.пк}|;$$

$$\Delta m_x(\Delta\varphi_{кр}) = \Delta M_x(\Delta\varphi_{кр}) / \mu L = (c_{y_a п.пк} - c_{y_a л.пк}) z_{b_A} L^{-1};$$

$$\Delta m_y(\Delta\varphi_{кр}) = \Delta M_y(\Delta\varphi_{кр}) / \mu L = (c_{x_a п.пк} - c_{x_a л.пк}) z_{b_A} L^{-1};$$

$$c_{x_a п.пк} = f_1(\alpha + \Delta\varphi_{п.пк}); \quad c_{x_a л.пк} = f_1(\alpha + \Delta\varphi_{л.пк});$$

$$c_{y_a п.пк} = f_2(\alpha + \Delta\varphi_{п.пк}); \quad c_{y_a л.пк} = f_2(\alpha + \Delta\varphi_{л.пк});$$

$$\Delta\varphi_{кр} = \Delta\varphi_{л.пк} - \Delta\varphi_{п.пк};$$

$$\Delta m_x(\Delta m_T) = \sum_{i=1}^{n_k} (m_{iT п.пк} - m_{iT л.пк}) z_{ik} / \mu L,$$

$\Delta\varphi_{л.пк}$ ,  $\Delta\varphi_{п.пк}$  - погрешность углов установки полукрыльев (левое, правое) относительно троплана, значение которой находится в поле допуска на нивелировочные замеры в конечных точках;  $c_{y_a п.пк}$ ,  $c_{y_a л.пк}$ ,  $c_{x_a п.пк}$ ,  $c_{x_a л.пк}$  - коэффициенты подъемной силы и лобового сопротивления правого и левого полукрыльев, вызванные значениями этой погрешности;  $z_{b_A}$  - расстояние САХ от плоскости симметрии ВС;  $f_1$ ,  $f_2$  - функциональные зависимости между углом  $\alpha$  и аэродинамическими коэффициентами (атлас аэродинамических характеристик типа Ил-86);  $m_{iT п.пк}$ ,  $m_{iT л.пк}$  - массы топлива в кессон-баках правого и левого полукрыльев соответственно;  $z_{ik}$  - координаты центра масс соответствующего бака;  $n_k$  - количество групп баков, которых рассматривается несимметричное размещение топлива.

При оптимизации критерия на значения поисковых параметров накладывались ограничения, приведенные в руководстве по технической эксплуатации самолета Ил-86  $|\Delta\varphi_{кр}| \leq 0,16^\circ$ ;  $|\Delta m_T| \leq 1500$  кг [7].

По данной методике были выполнены расчеты для самолетов Ил-86 авиакомпания "Скистон Хаво Йуллари", результаты которых представлены в таблице.