

**ПІДТРИМКА ЛЬОТНОЇ ПРИДАТНОСТІ**

УДК 629.735 0551.415-070.2 + 0535.134.15-082.022-011111-86 +  
0551.415-082.022-011

С.А. Ищенко, А.Р. Давидов

**МЕТОД ОЦЕНКИ ХАРАКТЕРИСТИК ПОТЕРЬ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ ВОЗДУШНОГО СУДНА**

*Предложен новый метод разделения степени деградации характеристик двигателей и планера транспортного самолета по результатам расшифровки полетной информации, регистрируемой штатными бортовыми накопителями в обычных эксплуатационных полетах. Показана актуальность предложенного метода для поддержания летной годности в соответствии с рекомендациями ICAO. Приведены результаты расчетов степени деградации характеристик планера и двигателя, полученные с помощью математической модели движения самолета Ил-86.*

Для обеспечения требуемого уровня безопасности полетов необходимо подтверждение или продление удостоверения о летной годности типа воздушного судна. С этой целью согласно рекомендациям ICAO [1, 2] проводятся летные испытания, которые должны подтвердить, что летно-технические характеристики, характеристики устойчивости и управляемости не приобрели за время эксплуатации значимых отклонений от нормируемых параметров. В настоящее время в эксплуатации воздушных судов характеристики летной годности оцениваются по параметрам движения в контрольных сечениях, которые определяются по данным, регистрируемым бортовыми накопителями полетной информации. При этом не удается однозначно идентифицировать контрольные сечения на отдельных этапах полета в соответствии с летно-техническими характеристиками, приведенными в руководстве по летной эксплуатации, и разделить влияние на летно-технические характеристики изменения характеристик планера и двигателя. Это не позволяет достоверно установить причину снижения характеристик воздушного судна и степень влияния этих изменений на безопасность полетов и увеличение расхода топлива при выполнении полета.

Снижение аэродинамических характеристик планера, тяговых и расходных характеристик двигателей по-разному сказывается на безопасности и эффективности эксплуатации воздушного судна на различных этапах полета. Так, снижение тяговых характеристик двигателей наиболее критично на этапах взлета и ухода на второй круг вследствие очевидного снижения тяговооруженности, а также в наборе высоты. Увеличение расхода топлива, происходящее как вследствие ухудшения характеристик двигателей, так и вследствие увеличения сопротивления планера, приводит к уменьшению аэронавигационного запаса топлива и снижению топливной эффективности. Кроме того, возникновение в процессе эксплуатации отклонений геометрии воздушного судна от номинальной как из-за погрешностей нивелировки, так и вследствие накопления остаточных деформаций конструкции, приводит к изменению характеристик устойчивости и управляемости и вероятному уменьшению запасов отклонений органов управления от нормируемых (или заявленных) значений.

Таким образом, для решения задачи поддержания летной годности воздушного судна в процессе эксплуатации необходимо разделить влияние аэродинамических характеристик

планера и характеристик двигателей (тяговых и расходных) на изменение летно-технических характеристик по данным бортовых накопителей полетной информации. Такое разделение позволит обеспечить техническое обслуживание "по контролю за состоянием" планера и двигателя и сделает возможным использование эксплуатантом опыта, полученного в результате анализа ухудшения летно-технических характеристик, что приведет к снижению эксплуатационных расходов на обслуживание и поддержание летной годности воздушного судна, а также повышению уровня безопасности полетов.

Авторами предложен метод, позволяющий разделить влияние ухудшения характеристик планера и двигателя конкретного экземпляра воздушного судна в эксплуатации по данным, регистрируемым бортовыми накопителями полетной информации в обычных эксплуатационных полетах. Метод основан на анализе данных на различных этапах полета с использованием математических моделей самолета и двигателей. Предлагаемый метод был разработан для самолета Ил-86 и показал хорошую сходимость с реальными данными. Выкладки имеют общий характер и применимы для самолетов любых типов. Влияние отдельных факторов не одинаково на различных этапах полета, что и является предпосылкой для их разделения.

Потери тяги двигателей оказывают наибольшее влияние на характеристики взлета, приводя к уменьшению тяговооруженности самолета, а также на характеристики набора высоты, вызывая увеличение продолжительности этапа набора, дистанции в наборе, расхода топлива и уменьшение практического потолка. Наиболее приемлемым для определения потерь тяги на этапе разбега является метод определения располагаемой тяги воздушного судна, основанный на регистрации индикаторной скорости и дистанции разбега [3]. Этот метод используется в системе автоматизированной обработки полетной информации, применяемой рядом авиакомпаний. Повысить точность определения потерь тяги на этапе взлета можно, используя записи продольной перегрузки  $J_x$  и приборной скорости  $V$ . Для этого необходимо иметь запись изменения в процессе разбега продольного ускорения, индикаторной скорости, положения взлетно-посадочной механизации и органов управления при выполнении разбега с тормозов на максимальном режиме работы двигателей. Дополнительно к регистрируемым параметрам необходимо знать температуру и давление воздуха, массу воздушного судна, уклон взлетно-посадочной полосы. Полоса не должна быть покрыта осадками.

Скорость отрыва транспортных самолетов от взлетно-посадочной полосы составляет 0,2 – 0,22 М. На таких скоростях изменением лобового сопротивления  $\Delta C_x$  за счет влияния индивидуальных особенностей планера можно пренебречь. Результаты моделирования движения самолета ИЛ-86 на этапе разбега показывают, что влияние изменения лобового сопротивления за счет индивидуальных особенностей на взлетные характеристики самолета на порядок меньше влияния изменения коэффициента потери тяги двигателя  $k_R$ .

В основу метода положены следующие допущения.

1. Все силы, действующие на воздушное судно в процессе разбега, расположены в плоскости его симметрии.
2. Коэффициент трения опорных устройств воздушного судна о поверхность взлетно-посадочной полосы изменяется от значения коэффициента трения страгивания  $f_{стр}$  по экспоненте до установившегося значения коэффициента трения качения  $f_{тр}$  за время переходного процесса и в дальнейшем на этапе разбега постоянен и определяется состоянием взлетно-посадочной полосы.

Для оценки располагаемой тяги используется участок разбега от страгивания до достижения воздушным судном скорости подъема передней стойки  $V_{\text{пнс}}$ . Текущее значение интегральной тяги самолета определяется из уравнения:

$$P(V) = \frac{j_x m + mg(f_{\text{тр}} \cos \Theta_{\text{впп}} + \sin \Theta_{\text{впп}}) + (c_{x_a} - f_{\text{тр}} c_{y_a}) \frac{\rho V^2}{2} S}{\cos(\alpha + \varphi_{\text{дв}}) + f_{\text{тр}} \sin(\alpha + \varphi_{\text{дв}})}, \quad (1)$$

где  $j_x$  - продольное ускорение;  $m$  - взлетная масса самолета,  $g$  - ускорение свободного падения;  $\Theta_{\text{впп}}$  - уклон взлетно-посадочной полосы;  $c_{y_a}$ ,  $c_{x_a}$  - коэффициенты аэродинамической подъемной силы и аэродинамического сопротивления;  $f_{\text{тр}}$  - коэффициент трения качения опорных устройств по взлетно-посадочной полосе;  $\rho$  - плотность воздуха;  $V$  - истинная воздушная скорость;  $S$  - площадь крыла;  $\alpha$  - угол атаки;  $\varphi_{\text{дв}}$  - угол установки двигателей относительно средней аэродинамической хорды в вертикальной плоскости.

Значение истинной воздушной скорости определяется интегрированием ускорения. Далее ее значение корректируется по записи истинной скорости на участке от  $V = 90$  км/ч до  $V_{\text{пнс}}$  и затем полученная при интегрировании истинная скорость корректируется на значение поправки, которая равна продольной составляющей скорости ветра.

Коэффициент потерь интегральной тяги  $k_R$  определяется как отношение вычисленного значения тяги к значению стендовой тяги в данных условиях. Нормированный коэффициент потерь тяги  $k_R^*$ , связанный с установкой двигателей на самолет, задается в нормативной документации на двигатель. Таким образом, коэффициент деградации тяговых характеристик является отношением фактических потерь тяги к нормируемому:

$$k_{RД}(V) = \frac{k_R(V)}{k_R^*(V)}. \quad (2)$$

На рис. 1 показано изменение нормированного и расчетного коэффициентов потерь тяги, а также коэффициента деградации тяговых характеристик. Следует обратить внимание на то, что в области  $M \geq 0,2$  коэффициент деградации слабо зависит от числа  $M$ .

Аналогичные расчеты, выполненные по статистически представительной выборке взлетов для каждого обследованного экземпляра самолета Ил-86, позволили получить для них значения коэффициентов потерь интегральной тяги на взлете, которые при скорости поднятия передней ноги шасси, соответствующей значению  $M = 0,22$ , находились для разных экземпляров самолетов в диапазоне  $k_{RД} = 0,958 \dots 0,979$ , а коэффициенты деградации тяги - в диапазоне  $k_{RД} = 0,976 \dots 0,997$ .

Дополнительная проверка полученных моделей разбега проводилась путем сравнения вычисленных по модели дистанций разбега с дистанциями, полученными штатной системой автоматизированной обработки полетной информации. В качестве оценки использовалась разность:

$$\delta L_1 = L_{1c} - L_{1м}, \quad (3)$$

где  $L_{1c}$  - дистанция разбега до скорости поднятия передней стойки, рассчитанная автоматизированной системой;  $L_{1M}$  - дистанция разбега до скорости поднятия передней стойки, рассчитанная по модели.

Статистический анализ разностей (3) показывает, что характеристики первого участка разбега, полученные двумя независимыми методами, имеют хорошее совпадение (максимальное среднее значение разности равно 10,4 м при среднеквадратическом отклонении дистанции 63,8 м).

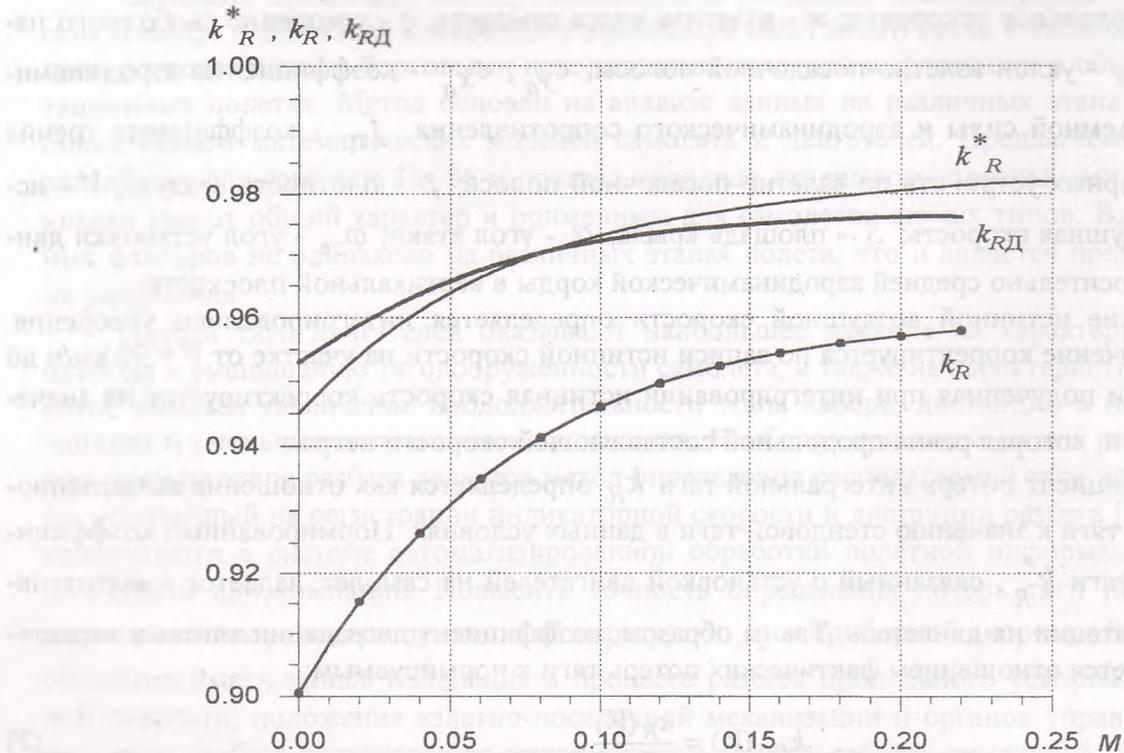


Рис. 1. Изменение коэффициентов потерь тяги и коэффициента деградации тяговых характеристик двигателей при разбеге:

- — — — — нормированный коэффициент потерь тяги  $k_R^*$ ;
- расчетный коэффициент потерь тяги  $k_R$ ;
- — — — — коэффициент деградации тяговых характеристик  $k_{RD}$

Полученные данные позволяют считать, что разработанный метод оценки коэффициента деградации тяги на взлете обладает достаточной точностью и может быть использован для оценки индивидуальных особенностей конкретного экземпляра воздушного судна на этапе разбега.

Изменение аэродинамических характеристик планера оказывает существенное влияние на крейсерские характеристики, в частности на расход топлива. Обследованные самолеты Ил-86 имеют в разделе "Индивидуальные особенности" бортового журнала записи, свидетельствующие о наличии боковой асимметрии, и указывающие на отклонение органов бокового управления от нейтрального положения в сбалансированном горизонтальном полете.

Влияние индивидуальных особенностей на расходные характеристики конкретного самолета в современных системах планирования полета (SITA, АСШР) корректируется посредством коэффициента деградации, который характеризует степень увеличения расхода топлива на данном самолете по сравнению с нормированными значениями, приведенными в руководстве по летной эксплуатации. Выполненные авторами исследования показали, что такой учет не является полным, так как перерасход топлива зависит от режима полета. Оп-

ределение влияния индивидуальных особенностей на характеристики расхода топлива на этапе крейсерского полета выполняется в такой последовательности.

1. По данным бортовой системы регистрации режимов полета для выбранного участка определяются значения полетной массы, числа  $M$ , суммарного эксплуатационного расхода топлива двигателей  $q_{\Sigma}$ , балансировочных отклонений органов управления.

2. Для указанных данных по математической модели движения самолета определяется расчетный расход топлива  $q_{\Delta C_X}$  с учетом приращения балансировочного сопротивления от отклонения органов бокового управления и увеличения неровности поверхности.

3. Для этих же условий согласно руководству по летной эксплуатации определяется эталонный расход топлива  $q^*$ .

4. Строятся отношения:  $k_{q\Pi} = q_{\Delta C_X} / q^*$ ,  $k_{qД} = q_{\Sigma} / q_{\Delta C_X}$  и  $k_{q\Sigma} = q_{\Sigma} / q^*$ .

Первое отношение представляет собой рассчитанное значение коэффициента деградации планера, второе - коэффициент деградации двигателя, а третье, являющееся произведением первых двух, - коэффициент деградации самолета в целом. Здесь следует отметить, что коэффициент деградации расходных характеристик двигателя  $k_{qД}$  является величиной, обратной коэффициенту потерь тяги, т.е. другими словами при заданном по частоте вращения ротора двигателя режиме расходуется нормированное количество топлива, однако двигатель недодает тягу, а для получения заданной тяги частота вращения и расход топлива должны быть увеличены (это подтверждается данными разработчика двигателей).

С целью проверки достоверности разделения коэффициентов деградации планера и двигателя производилось сравнение характеристик набора высоты, полученных автоматизированной системой обработки полетной информации, с характеристиками набора, рассчитанными по математической модели, в которую были введены параметры индивидуальных особенностей конкретного самолета, полученные на этапах взлета и крейсерского полета. Автоматизированная система контроля и диагностики позволяет регистрировать изменение таких факторов, как полетная масса, состояние внешней среды, режим работы системы кондиционирования воздуха и траекторные параметры в процессе набора.

Для проведения сравнения рассматривался установившийся набор высоты, начиная с высоты полета 1000 - 1500 м до высоты заданного эшелона. В контрольных сечениях по высоте полета с дискретностью 1000 м автоматизированной системой регистрировались текущее время, высота полета, температура наружного воздуха, значение текущей полетной массы, центровки, приборной скорости и числа  $M$ , значение горизонтальной дальности, частота вращения роторов высокого давления каждого из двигателей, углы крена, тангажа, атаки, а также рулей направления и высоты, стабилизатора и элеронов. По этим данным были получены фактические характеристики набора высоты конкретного самолета в соответствующем полете.

По математической модели самолета Ил-86 производилось вычисление характеристик набора в тех же условиях и для того же самолета с присущими ему индивидуальными особенностями. Режим работы силовым установкам задавался по частоте вращения роторов высокого давления, зарегистрированной в контрольных сечениях бортовой регистрирующей аппаратурой. Значения высоты полета, температуры наружного воздуха, текущей полетной массы, центровки и приборной скорости вводились в модель из результатов расшифровки полетной информации. Вычисленная по оборотам располагаемая тяга (без потерь) корректировалась на потери, рассчитанные по данным нормативной документации для заданного режима работы двигателя, высоты и числа  $M$  полета (потери от установки двигателя на планер). Далее выполнялась коррекция этого значения на коэффициент деградации тяговых ха-

рактических, полученных по результатам обработки взлетов, путем умножения нормативного значения  $k_R^*$  на значение коэффициента деградации тяги  $k_{RD}$ .

Полученные таким образом характеристики взлета сравнивались с нормативными и зарегистрированными автоматизированной системой обработки полетной информации. Пример такого сравнения показан на рис. 2 для дальности, продолжительности и расхода топлива в наборе высоты для самолета Ил-86 с бортовым номером 86083.

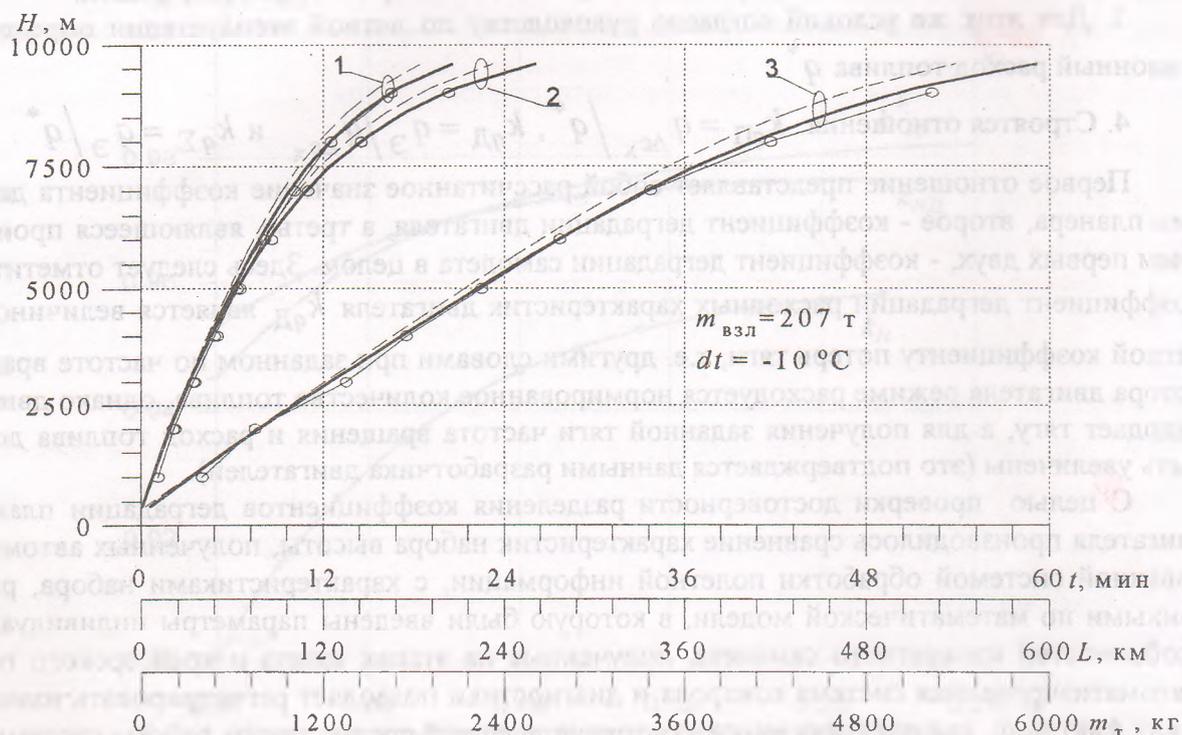


Рис. 2. Характеристики набора высоты самолета Ил-86 № 86083 при работе всех двигателей на номинальном режиме;  
1 – время; 2 – путь; 3 – расход топлива;  
----- данные руководства по летной эксплуатации;  
—— модель; ○ – полетные данные

Оценка достоверности полученных результатов для каждого самолета выполнялась по статистически представительной выборке наборов высоты. При 5-процентном уровне значимости все расчетные данные удовлетворяют критерию Фишера. Этот факт подтверждает правильность методики определения характеристик набора высоты по данным, полученным в эксплуатационных полетах.

#### Список литературы

1. *Руководство по организации работ в области летной годности.* ИКАО.- Док. 9389-AN1919.
2. *Международный стандарт. Летная годности воздушных судов.* Приложение 8 к конвенции о международной гражданской авиации. – Монреаль, 1988.
3. *Ищенко С.А.* Методика определения индивидуальных особенностей ВС по данным бортовых систем регистрации полетной информации // *Вісник КМУЦА.* – 1998. – Вып. 1. – С.88-92.