

Киевский международный университет гражданской авиации

На правах рукописи.

МОХАММАД КХЕИР АЛ ДЕЕН АББАС АСКАР

УДК 629.735.015.3

УПРАВЛЕНИЕ И БАЛАНСИРОВКА ВОЗДУШНЫХ СИДОВ
ПРИ НАЛИЧИИ ИНДИВИДУАЛЬНЫХ ОСОБЕННОСТЕЙ

Специальность: 05.22.14 - эксплуатация воздушного транспорта.
05.07.09 - динамика, баллистика и управление
движением летательных аппаратов.

А В Т О Р Е Ф Е Р А Т
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Киев 1994



00756407 (Т)

656,71
629,7

робота виконана на кафедрі аеромеханіки і динаміки польота
Київського міжнародного університету громадянської авіації.

- Научный руководитель - доктор технічних наук,
професор Е. П. Чдарцев.
- Официальные оппоненты - доктор технічних наук,
професор А. В. Касьянов.
- кандидат технічних наук,
доцент Г. Ф. Бонч-Бруевич.
- Ведущая организация - АНТК ім. О. К. Антонова

Защита состоится "15" июня 1994 г. в 14:30 часов на заседании
специализированного совета К072.04.02 в Киевском международном
университете гражданской авиации по адресу: 252058, Киев-58,
проспект Комарова, 1, корпус 9, ауд. 9.308.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке института.

Автореферат разослан "12" мая 1994 г.

Ученый секретарь
специализированного совета
кандидат технических наук,
доцент

Бас

А. Г. Баскакова

ЛНБ ім. В. Стефаника
АН України

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы. Одной из важных задач в гражданской авиации является обеспечение наиболее выгоднейших с точки зрения топливных затрат режимов летной и наземной эксплуатации воздушных судов (ВС) путем выбора наиболее экономичных режимов полета и поддержания летно-технических характеристик ВС на необходимом уровне.

Подконтрольная эксплуатация ВС показывает, что в большей или меньшей степени все ВС обладают индивидуальными особенностями, причем в процессе эксплуатации имеется тенденция к их развитию и, следовательно, к увеличению степени их влияния на аэродинамику ЛА. К индивидуальным особенностям относятся: отклонение нивелировочных данных самолета - углов установки несущих и управляющих поверхностей, двигателей, закрылков в убранном и выпущенном положении; нарушение качества внешней поверхности - увеличение шероховатости лако-красочного покрытия вследствие как естественного старения ЛКП, так и вследствие его загрязнения и эрозии, появление ремонтных искажений поверхности, таких как накладки на поврежденных местах обшивки, увеличение выступания и/или западания крепежных элементов обшивки (заклепок, винтов, болтов и т.д.); просачивание воздуха из герметических отсеков самолета во внешнее пространство вследствие нарушения герметизации; отклонение тяговых и расходных характеристик двигателей вследствие износа элементов газозводного тракта и изменения параметров работы системы регулирования.

Индивидуальные особенности приводят к изменению характеристик устойчивости и управляемости самолета, что может оказать непосредственное влияние на безопасность полетов, а также к изменению характеристик топливной эффективности. Влияние индивидуальных особенностей на характеристики топливной эффективности происходит по нескольким причинам. Основным фактором, обуславливающим ухудшение топливной эффективности самолетов, является вызванное индивидуальными особенностями возрастание сопротивления самолета. Последнее вызывается увеличением сопротивления трения из-за ухудшения качества внешней поверхности, увеличением профильного и индуктивного сопротивления отклоненных с целью балансировки самолета органов управления. Кроме того, индивидуальные особенности приводят к смещению оптимальных с точки зрения расходов топлива режимов полета относительно их значений, указанных для необлаженного индивидуальными особенностями самолета. Несмотря на большое количество работ по анализу влияния различных индивидуальных осо-

бенностей самолета на его эксплуатационные характеристики, остается актуальным дальнейшее совершенствование методов и средств оценки степени влияния состояния ВС на его топливную эффективность, а также выбор наиболее экономичных режимов полета и методов балансировки с учетом реального эксплуатационного состояния как самолетов данного типа, так и конкретного экземпляра летательного аппарата.

Цель работы состоит в оценке степени влияния различных индивидуальных особенностей на сопротивление самолета и расходные характеристики в сбалансированном горизонтальном полете на крейсерских режимах и оптимизация режимов полета с учетом индивидуальных особенностей.

Для реализации поставленной цели решаются следующие задачи:

- анализируются составляющие сопротивления сбалансированного самолета на крейсерском режиме;

- выбирается математическая модель, обеспечивающая достаточно полное представление всех компонентов реального эксплуатационного сопротивления;

- разрабатывается математическая модель сбалансированного состояния самолета с индивидуальными особенностями как материального тела конечных размеров, алгоритм поиска сбалансированного состояния самолета, который реализуется в виде программы на языке программирования "Фортран";

- выполняется математическая постановка задачи оптимизации крейсерских режимов полета самолета; в качестве критериев оптимальности используются величина приведенной дальности и величина стоимостной функции, учитывающей суммарную стоимость одного летного часа самолета;

- оптимизация режимов полета методом множителей Лагранжа и методом стоимостной функции используется для корректировки управления самолетом при наличии индивидуальных особенностей.

Научная новизна работы

1. Выполнен подробный анализ составляющих дополнительного сопротивления самолета. Предложена модель эксплуатационного сопротивления самолета на крейсерском режиме.

2. Разработан алгоритм определения сбалансированного состояния ВС с учетом индивидуальных особенностей. Показана возможность значительного снижения топливных потерь, обусловленных индивидуальными особенностями, путем использования методики боковой балансировки самолета весом топлива и тягой двигателей.

3. Разработан алгоритм применения метода множителей Лагранжа для оптимизации крейсерских режимов полета, который обеспечивает удовлетворительную точность оптимизации при минимальном известном количестве параметров самолета.

4. Произведен поиск минимума стоимостной функции, учитывающей эксплуатационные затраты на один час полета и позволяющей обеспечить максимальную экономическую эффективность использования ВС, осуществляется методом Эйлера-Лагранжа.

Практическая ценность. Разработанные методы оценки дополнительного сопротивления самолета, его влияния на расход топлива на крейсерских режимах, критерии оптимальности и методы оптимизации крейсерских режимов и соответствующие им прикладные программы могут быть использованы для решения следующих задач эксплуатации:

- анализ влияния различных эксплуатационных факторов на топливную эффективность транспортных самолетов, определение факторов, в наибольшей степени влияющих на расход топлива на крейсерских режимах полета;

- моделирование эксплуатационного состояния конкретного самолета по результатам записей бортовой регистрирующей аппаратурой параметров полета и состояния ВС с целью контроля его аэродинамического состояния и определения отклонения аэродинамики, влияющих на расход топлива;

- планирование на предполетной подготовке оптимальных режимов крейсерского полета в соответствии с полетным заданием;

- экспресс-анализ оптимальности примененных крейсерских режимов методом множителей Лагранжа для самолетов любого типа, что обеспечивается минимумом необходимой для анализа информации.

Публикации. По теме работы опубликовано три статьи.

Структура и объем работы

Диссертация состоит из введения, трех глав, общих выводов, списка использованных источников и приложений, в которых приведены тексты разработанных программ для ЭВМ. Работа изложена на 120 стр. машинописного текста, содержит 25 рисунков, 6 таблиц. Библиография включает 127 наименования.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении показана актуальность работы, дано обоснование выбора объекта исследования, сформулированы основные цели и практическая целесообразность исследования для развития методик оптимальной эксплуатации ВС по реальному аэродинамическому состоянию.

В первой главе дан анализ составляющих эксплуатационного сопротивления самолета и разработана его математическая модель, достаточно полно учитывающая эксплуатационные факторы, влияющие на сопротивление самолета на крейсерском режиме.

Известно, что сила сопротивления представляет собой составляющую полной аэродинамической силы в плоскости симметрии ЛА, которая направлена против движения и противодействует ему.

При рассмотрении топливной эксплуатационной эффективности самолетов удобно использовать разбивку сопротивления как по элементам конструкции так и по компонентам сопротивления (сопротивление трения, давления, индуктивное сопротивление). При этом следует учитывать:

- ухудшение качества поверхности из-за загрязнения, нарушения лакокрасочного покрытия, появления эксплуатационных и ремонтных искажений - выступание и/или западание элементов крепежа (заклепок, винтов и т.д.), установку накладок на поврежденные части обшивки, появление волнистости обшивки вследствие остаточной деформации элементов конструкции, забоин передних кромок крыла и оперения, наличия обледенения или воды на поверхности самолета;

- погрешности нивелировки, возникающие вследствие остаточной деформации элементов конструкции, а также вследствие погрешностей формы и регулировки положения отдельных агрегатов самолета при изготовлении, регламентных работах, ремонте и замене в эксплуатации и на ремонтных заводах (замена двигателей, эксплуатационный и капитальный ремонт рулей, триммеров, закрылков, а также систем и агрегатов управления ими, ремонт баков-кессонов со съемом панелей крыла и т.д.);

- неоптимальную балансировку самолета в полете, которая является следствием как нарушения нивелировки самолета, ухудшения характеристик двигателей, погрешностей систем управления, погрешностей топливной автоматики, так и индивидуальной манеры пилотирования, которая проявляется в недостаточном учете экипажем особенностей пилотирования самолетов данного типа и индивидуальных особенностей конкретного самолета, что приводит к выбору неоптимальных режимов полета и появлению дополнительного сопротивления,

вызванного избыточным отклонением органов управления из-за применения неоптимальной методики балансировки.

На рис. 1 показана эксплуатационная поляра транспортного самолета и диаграмма распределения сопротивления по компонентам сопротивления и элементам конструкции, позволяющая выделить те элементы сопротивления, на которые следует обращать внимание в эксплуатации с целью уменьшения расхода топлива в полете.

В работе использован подход, когда сопротивление самолета считается состоящим из двух слагаемых: основного сопротивления и дополнительного. Основным считается сопротивление аэродинамически гладкого самолета для заданного крейсерского режима полета, представленное в виде аэродинамических характеристик самолета данного типа при нулевых отклонениях органов управления и отсутствии скольжения. Дополнительным считается все остальное сопротивление, возникновения которого можно избежать (или уменьшить) при оптимальной наземной и летной эксплуатации. Это сопротивление иногда называют вредным или неучтенным, а его величина доходит до 10-15% от сопротивления аэродинамически гладкого самолета. В работе подробно рассмотрены составляющие сопротивления согласно рис. 1.

Далее в работе отмечено, что погрешность определения сопротивления даже по результатам летных испытаний редко становится меньше 2%. Воспроизводимость результатов в пределах 1% достигается путем тщательной и дорогостоящей градуировки тяговых характеристик двигателей.

В первой главе указано на то, что в процессе эксплуатации дополнительное сопротивление имеет тенденцию к росту. Это обусловлено ухудшением шероховатости поверхности, нарушением нивелировки самолета и т.д. В табл. 1. приведены результаты оценок различных составляющих дополнительного сопротивления самолета.

В заключительной части первой главы представлена математическая модель эксплуатационного сопротивления самолета

$$C_{X} = C_{X \text{ осн}} + \Delta C_{X \text{ н}} + \Delta C_{X}(\delta_{\text{в}}) + \Delta C_{X}(\varphi_{\text{СТ}}) + \Delta C_{X}(\beta) + \Delta C_{X}(\delta_{\text{н}}) + \Delta C_{X}(\delta_{\text{э. нит}}) + \Delta C_{X} \quad (1)$$

где $C_{X \text{ осн}}$ - основное сопротивление самолета;

$\Delta C_{X \text{ н}}$ - дополнительное сопротивление, обусловленное погрешностями нивелировки, например асимметрией/ крыла (неодинаковостью углов установки полукрыльев);

$\Delta C_{X}(\delta_{\text{в}})$ - дополнительное сопротивление, обусловленное балансировочным отклонением руля направления;

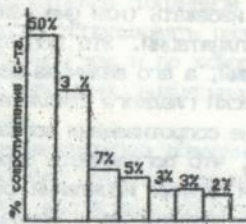
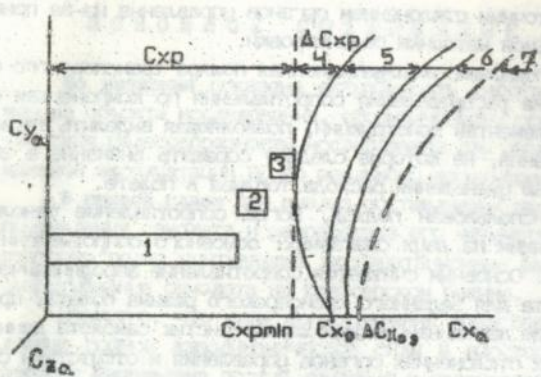


Рис. 1. Сводка сопротивлений транспортного самолета на крейсерском режиме

- 1 - сопротивление трения, 50%. 2 - сопротивление давления, 7%.
- 3 - интерференция, выступающие элементы, шероховатость 3%.
- 4 - сумма вышеуказанных составляющих определяет значение C_{xpmin} .
- $\Delta C_{xp} = 5\%$ (профильное сопротивление). 5 - индуктивное сопротивление, 30%. 6 - волновое сопротивление, скачки, отрывы, вызванные скачками, 3%. 7 - эксплуатационная поляр с учетом $\Delta C_{x_{доз}} + \Delta C_{x_{бол}}$, 2%.

$\Delta C_{X(\varphi_{ст})}$ - дополнительное сопротивление, обусловленное балансировочным отклонением стабилизатора;

$C_{X(\beta)}$ - дополнительное сопротивление, обусловленное наличием скольжения вследствие асимметрии самолета и тяги двигателей;

$\Delta C_{X(\delta_n)}$ - дополнительное сопротивление, обусловленное балансировочным отклонением руля направления;

$\Delta C_{X(\delta_{э,инт})}$ - дополнительное сопротивление, обусловленное балансировочным отклонением элеронов и элерон-интерцепторов;

$\Delta C_{X_{ш}}$ - дополнительное сопротивление, обусловленное шероховатостью поверхности самолета, наличием выступающих частей и другими неровностями поверхности.

Таблица 1.

Источники дополнительного аэродинамического сопротивления самолета в процентах от полного сопротивления (расчет)

1 Отдельные детали		управления закрылками		0.200	
1.1	Антенны	0.535	2.12	Обтекатели рельсов закрылков	0.400
1.2	Отличительные огни обтекаемые	0.010	Итого		4.058
1.3	Очистители лобовых стекол	0.160	5 Фюзеляж		
1.4	Статические разрядники	0.060	3.1	Двери	0.250
Итого		0.765	3.2	Волнистость обшивки	0.046
2 Крыло			3.3	Заборники системы кондиционирования	1.350
2.1	Соединительные стыки и щели	0.291	3.4	Носовой обтекатель и его стык	0.115
2.2	Уплотнительные прокладки элеронов	0.245	3.5	Утечки уплотнения	0.500
2.3	Стыки задней кромки предкрылков	0.150	3.6	Зализы дренажа ниш шасси	0.148
2.4	Торцы предкрылков	0.500	3.7	Корневые зализы крыла	0.029
2.5	Отверстия системы управления предкрылками	0.010	3.8	Шптки соединения дверь-фюзеляж	0.186
2.6	Стыки задней кромки интерцепторов	0.210	Итого		2.624
2.7	Щели интерцептора	0.002	4 Хвостовое оперение		
2.8	Щели вокруг закрылка	0.200	4.1	Стыки обшивки	0.094
2.9	Открытые направляющие закрылков	1.600	4.2	Щели	0.452
2.10	Навески закрылков	0.250	4.3	Обтекатель	0.007
2.11	Обтекатели системы		Итого		0.555
ВСЕГО НА САМОЛЕТ 8.0%					

Во второй главе рассмотрено представление сил и моментов, действующих на самолет в сбалансированном горизонтальном полете, а также тяговых и расходных характеристик двигателей.

Математическая модель сбалансированного состояния самолета на крейсерском режиме, приведенная в первой части главы 2, и включающая математическую модель эксгилюационного сопротивления самолета, представленную в главе 1, была реализована в виде программы на языке "Фортран" и предназначена для выполнения на IBM-совместимых ЭВМ. Во второй части главы 2 показаны результаты выполненных исследований по влиянию некоторых эксгилюационных факторов, таких как шероховатость поверхности, погрешности углов установки полукрыльев на сопротивление самолета, аэродинамическое качество, расходы топлива при рекомендованной в РЛЭ методике балансировки и балансировке несимметричного самолета стабилизатором, весом топлива и тягой двигателей.

Выражения для балансировочных: подъемной и боковой силы, моментов крена, рыскания и тангажа имели вид:

$$m \cdot g = [C_{y_{a \text{ осн}}} + C_{y_{a(\delta_n)}} + C_{y_{a(\varphi_{ст})}}] \cdot S \cdot q + Y_p, \quad (2)$$

$$Z = [C_Z^\beta \cdot \beta + C_Z^{\delta_n} \cdot \delta_n + C_y \cdot \text{tg } \gamma] \cdot S \cdot q + Z_p, \quad (4)$$

$$M_x = [m_x^\beta \cdot \beta + m_x^{\delta_n} \cdot \delta_n + m_x^{\delta_{\text{инт}}} \cdot \delta_{\text{инт}} + m_x^{\delta_n} \cdot \delta_n + m_x(\Delta C_y)] \cdot S \cdot q \cdot L + M_{x_p} + M_x(\Delta G_T), \quad (6)$$

$$M_y = [m_y^\beta \cdot \beta + m_y^{\delta_n} \cdot \delta_n + m_y(\delta_n) + m_y(\delta_{\text{инт}})] \cdot q \cdot S \cdot L + M_{y_p}, \quad (7)$$

$$M_z = [m_z(\alpha, M) + m_z^{\delta_n} \cdot \delta_n + m_z^{\varphi_{ст}} \cdot \varphi_{ст}] \cdot q \cdot S \cdot b_A + C_{y_{a \text{ осн}}} \cdot \Delta \bar{x}_T + M_{z_p}, \quad (8)$$

где кроме обычных членов имеются составляющие, которые описывают индивидуальные особенности самолета: $C_{y_{a \text{ осн}}}$ - коэффициент основной подъемной силы самолета; Y_p , Z_p - составляющие подъемной и боковой силы от тяги двигателей, учитывающая погрешности углов установки и разность тяг двигателей; $m_x(\Delta C_y)$ - добавка к коэффициенту аэродинамического момента крена, обусловленная различными:

углами установки полукрыльев, что является следствием погрешностей нивелировки самолета; $M_{кр}$ - момент крена от тяги двигателей, возникающий вследствие несимметричности тяги и/или погрешностей нивелировки двигателей; $M_X(\Delta G_T)$ - момент крена, обусловленный разностью количества топлива в правом и левом полукрыльях, которая возникает вследствие эксплуатационных неточностей, либо как средство компенсации индивидуальных особенностей самолета (например момента $m_X(\Delta C_{y_i})$) без отклонения органов управления при исследовании предлагаемой методики балансировки; $m_Y(\delta_a)$, $m_Y(\delta_{инт})$ - добавки к коэффициенту момента рыскания, обусловленные возникновением сопротивления элеронов и элерон-интерцепторов вследствие их балансировочного отклонения; $M_{ур}$ - момент рыскания, возникающий вследствие неравенства тяг 1-го и 3-го двигателей и/или вследствие обусловленного погрешностями нивелировки отклонения углов установки двигателей от теоретических.

Коэффициент основной подъемной силы самолета вычислялся как сумма коэффициентов подъемной силы левого и правого полукрыльев (индексы лв.пк и пр.пк соответственно), каждое из которых имеет свой угол атаки, отличающийся от угла атаки для самолета в целом на величину погрешностей нивелировки:

$$C_{yа осн.} = 1/2 [C_{yа(\alpha+\Delta\varphi_{лв.пк})} + C_{yа(\alpha+\Delta\varphi_{пр.пк})}], \quad (3)$$

В этой главе оценены балансировочные потери реального самолета типа Ту-154. Тяговые и расходные характеристики двигателей заданы в виде зависимостей тяги Р и удельного расхода $C_{уд}$ от истинной воздушной скорости полета для высот 7...14 км и режимов от 0,6 до номинального для стантовых условий в полете в виде аппроксимация полиномами третьей степени. При вычислении характеристик двигателей учитывались потери тяги, обусловленные неоптимальностью установки двигателей на самолете, наличием реверса и отбором воздуха на эксплуатационные нужды.

Аэродинамические характеристики и характеристики двигателей были представлены в программе в виде аппроксимация полиномами различных степеней, выполненными методом полиномиальной регрессии с заданием или поиском наилучшей степени полинома.

Проведенные исследования влияния эксплуатационных факторов, таких как шероховатость поверхности самолета, несимметричность углов установки полукрыльев, приводят к увеличению километровых и часовых расходов топлива на 3...5% в зависимости от высоты и скорости полета. Наибольший вклад в балансировочное сопротивление

несимметричного самолета вносят элерон-интерцепторы. При использовании боковой балансировки самолета весом топлива расход топлива сокращается на 0,5...2% по сравнению с балансировкой рулями, в зависимости от режима полета, массы топлива в баках и полетной массы самолета. На рис. 2 показана зависимость приращения километрового расхода топлива при шероховатости 30 мкм и разности углов установки полукрыльев $\pm 0,1^\circ$. Видно, что балансировка топливом позволяет уменьшить расход на 0,5...2%, что соответствует 0,04...0,15 кг/км или 50...150 кг/ч.

Приращение километрового расхода при балансировке рулями (круг) и топливом (квадрат) для $M_0 85$ т Н 11100 м

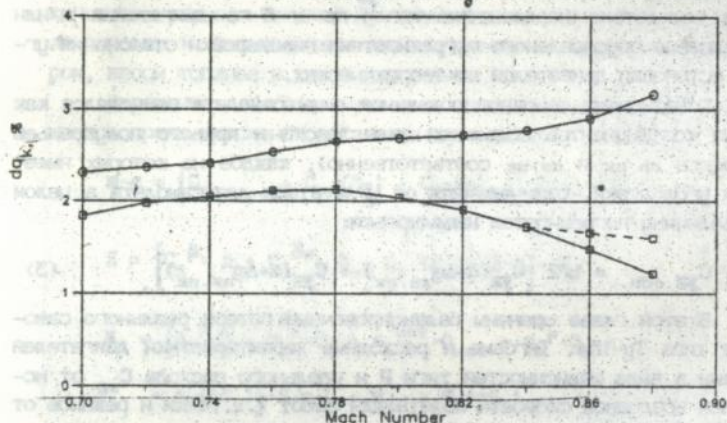


Рис. 2.

В третьей главе рассмотрены общие принципы экономии топлива в эксплуатации. Показано, что задача обеспечения экономии топлива является частным случаем более общей задачи обеспечения максимальной экономической эффективности эксплуатации самолетов. В главе 3 рассмотрен целый ряд критериев оптимальности эксплуатации. Отмечено, что параметром, меняющимся в наиболее широких пределах, является расход топлива, затраты на приобретение которого составляют существенную часть общих эксплуатационных затрат. Поскольку основная масса топлива в эксплуатации расходуется при выполнении полета на крейсерских режимах, наиболее важным является поиск путей экономии топлива именно при выполнении полетов на эшелоне.

Задача экономии топлива в полете подразумевает выбор оптимальных маршрутов, скоростей (чисел M) и высот полета, контроля

центровки, определение максимально допустимой коммерческой нагрузки, а также обеспечение эффективного и оперативного контроля расхода топлива, применение методов его экономии и др. Наиболее существенным при этом является поиск оптимальных режимов выполнения крейсерского полета, как наиболее продолжительного этапа полета.

Далее в главе 3 кратко рассмотрена общая математическая постановка задачи поиска экстремума целевой функции, рассмотрены требования к минимизируемой функции дальности полета, и указаны методы и средства решения эксплуатационной задачи определения параметров режима полета.

На основании рассмотренных данных выполняется постановка задачи поиска оптимального режима крейсерского полета методом множителей Лагранжа. По известным зависимостям составляется система уравнений для описания крейсерского режима полета самолета Ту-154 в виде:

$$K^2 - \frac{C_{\text{Хд}} - C_{\text{Х0}}}{A \cdot C_{\text{Хд}}^2} = 0, \quad (9)$$

$$C_{\text{Хд}} - P / (0,7 \cdot M^2 \cdot p_n \cdot S) = 0, \quad (10)$$

$$C_{\text{уд}} - (a_0 + a_1 P + a_2 P^2 + a_3 P^3) = 0, \quad (11)$$

где P — тяга двигателя, a_0, a_1, a_2, a_3 — коэффициенты аппроксимации расходных характеристики двигателя НК-8-2У самолета Ту-154, полученные методом полиномиальной регрессии.

Составляется вспомогательная функция дальности полета на основе формулы Бреге:

$$L^* = \frac{S_0 \cdot a \cdot M \cdot K}{C_{\text{уд}}} \cdot \ln \frac{m_1}{m_2} + \lambda_1 \left[K^2 - \frac{C_{\text{Хд}} - C_{\text{Х0}}}{A \cdot C_{\text{Хд}}^2} \right] + \lambda_2 \left[C_{\text{Хд}} - \frac{S \cdot P}{0,7 \cdot M^2 \cdot p_n \cdot S} \right] + \lambda_3 \left[C_{\text{уд}} - (a_0 + a_1 P + a_2 P^2 + a_3 P^3) \right], \quad (12)$$

где $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$ — множители Лагранжа, p_n — атмосферное давление, S — площадь крыла, a — скорость звука.

Выражение (12) дифференцируется по эксплуатационным параметрам, и составляется система уравнений для определения значений множителей Лагранжа:

$$\frac{\partial L^*}{\partial K} = S_0 \cdot 6 \frac{a \cdot M}{C_{\text{уд}}} \ln \frac{m_1}{m_2} + 2\lambda_1 K = 0, \quad (13)$$

$$\frac{\partial L^*}{\partial C_{\text{ха}}} = -\lambda_1 \cdot \frac{2C_{\text{ха}} - C_{\text{хо}}}{A \cdot C_{\text{ха}}^3} + \lambda_2 = 0, \quad (14)$$

$$\frac{\partial L^*}{\partial P} = -\lambda_2 \cdot \frac{3}{0,7 \cdot M^2 \cdot p_{\text{н}} \cdot S} - \lambda_3 \cdot (a_0 + a_1 P + a_2 P^2 + a_3 P^3) = 0, \quad (15)$$

$$\frac{\partial L^*}{\partial C_{\text{уд}}} = 3,6 \frac{a \cdot M}{C_{\text{уд}}^2} \ln \frac{M_1}{M_2} + \lambda_3 = 0. \quad (16)$$

Определив из уравнения (9), (10), (11) значения аэродинамического качества K , силу тяги двигателей P и удельный расход топлива $C_{\text{уд}}$, решив систему (13)...(16) относительно множителей Лагранжа и, проведя алгебраические преобразования, получаем уравнение третьей степени относительно тяги

$$a_3 \cdot P^3(1-3d) + a_2 \cdot P^2(1-2d) + a_1 P(1-d) + a_0 = 0, \quad (17)$$

где

$$(1-d) = \frac{4C_{\text{хо}} - 3C_{\text{ха}}}{2C_{\text{хо}} - C_{\text{ха}}},$$

$$(1-2d) = \frac{6C_{\text{хо}} - 5C_{\text{ха}}}{2C_{\text{хо}} - C_{\text{ха}}},$$

$$(1-3d) = \frac{8C_{\text{хо}} - 7C_{\text{ха}}}{2C_{\text{хо}} - C_{\text{ха}}}.$$

Для составления численной модели используются известные соотношения:

$$mg = 0,7 \cdot M^2 \cdot p_{\text{н}} \cdot S \cdot C_{\text{уд}},$$

$$q_{\text{ч}} = C_{\text{уд}} \cdot P, \quad (18)$$

$$q_{\text{км}} = \frac{q_{\text{ч}}}{3,6 \cdot V},$$

где $q_{\text{ч}}$, $q_{\text{км}}$ - часовой и километровый расходы топлива.

Система уравнения (7), (8), (9), (17) решается методом Зейделя при значениях $C_{\text{ха}} = 0,022$ и $A = 0,0692$ для различных значений чисел M и высот горизонтального полета. Из решения определяются оптимальные значения силы тяги двигателей P , удельного расхода топлива $C_{\text{уд}}$, аэродинамического качества K и коэффициента лобового сопротивления $C_{\text{ха}}$. Решение системы выполняется с помощью программы, составленной на языке программирования "Фортран", на IBM-совместимом компьютере.

На рис. 3 приведено сравнение значений оптимизированных параметров, полученных методом множителей Лагранжа, с результатами летных испытаний. Видно, что метод дает возможность оценить оптимальные режимы крейсерского полета самолета при минимальном количестве известных характеристик для самолета данного типа.

Сравнение результатов расчета удельного расхода топлива методом множителей Лагранжа с результатами летных испытаний

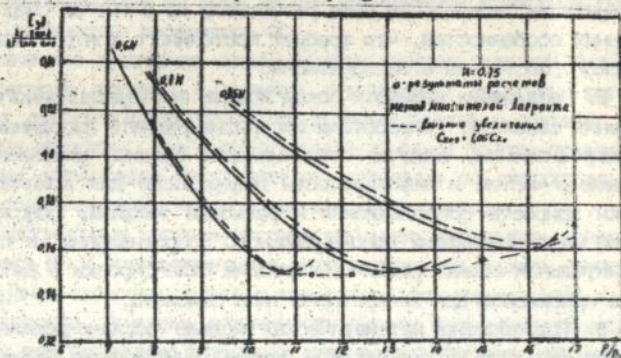


Рис. 3.

В заключительном разделе главы 3 представлена оптимизация режимов крейсерского полета по минимуму стоимостной функции, учитывающей полную стоимость затрат на один час полета. Проведенный анализ показывает, что при учете стоимости времени выполнения полета оптимальные скорости возрастают по сравнению с оптимальными скоростями, определенными по минимуму километрового расхода топлива, в зависимости от соотношения стоимости топлива и времени.

ВЫВОДЫ

1. Проанализированы составляющие эксплуатационного сопротивления самолета. Источниками возникающего в процессе эксплуатации дополнительного сопротивления и обусловленного им перерасхода топлива являются ухудшение качества омываемой поверхности (пассивное сопротивление), нарушение взаимного расположения агрегатов планера и силовой установки и вызванное этими причинами избыточное балансирующее отклонение органов управления, а также использование крейсерских режимов полета, при выборе которых не учтены индивидуальные особенности (активное сопротивление). Рассмотрены выражения для расчета величин приращения сопротивления.

Уменьшение пассивного аэродинамического сопротивления ВС требует совершенствования методов и средств технического обслуживания и ремонта ВС. Активное сопротивление необходимо снижать, определяя индивидуальные особенности данного экземпляра ВС по результатам систематического анализа полетов ВС, и последующего моделирования с целью определения оптимальных режимов полета.

Аэродинамическое сопротивление отдельных ВС, находящихся эксплуатации, может быть выше расчетного на 5-10% за счет индивидуальных особенностей, что требует постоянного контроля аэродинамического состояния в эксплуатации.

2. Предложена математическая модель эксплуатационного сопротивления самолета. Разработаны алгоритмы расчета аэродинамического сопротивления, включая сопротивление органов управления, выступающих частей и шероховатости поверхности для количественной оценки прироста сопротивления и расходов топлива, обусловленных каждой из составляющих дополнительного сопротивления, а также для сравнительной оценки различных методов балансировки и выбора наиболее приемлемой для конкретного типа самолета.

3. Разработана математическая модель сбалансированного состояния самолета на крейсерском режиме, учитывающая балансирующие потери и индивидуальные особенности самолета: увеличение сопротивления из-за отклонения органов управления, шероховатости поверхности, нарушения нивелировки агрегатов планера и силовой установки, а также появление обусловленных ими боковых сил и моментов. Математическая модель реализована в виде программы расчета балансировки на крейсерском режиме самолета Ту-154. Программа написана на алгоритмическом языке "Фортран-77" и ориентирована на решение на IBM-совместимых ЭВМ.

4. Проведено исследование влияния шероховатости и погрешностей углов установки полукрыльев на увеличение расходов топлива самолета Ту-154. Показано, что увеличение шероховатости поверхности до 30 - 45 мкм приводит к возрастанию километровых и часовых расходов топлива на 2,5...5% в зависимости от величины шероховатости, полетной массы, высоты и скорости полета.

Обнаружено, что при наличии боковой асимметрии самолета наибольший вклад в увеличение активного сопротивления вносят элерон-интерцепторы. Различия в углах установки полукрыльев до $0,1^\circ$ приводит к перерасходу 2...4% топлива. Осуществление боковой балансировки весом топлива в крыльевых топливных баках позволяет избежать отклонения интерцепторов и, следовательно, возникновения дополнительного сопротивления. При балансировке топливом экономия

по сравнению с рекомендованной в РЛЭ методикой балансировки руля-ми может составлять 50...200 кг/ч в зависимости от режима полета.

5. Поставлена задача оптимизации крейсерских режимов полета самолета с учетом индивидуальных особенностей, которая является практически важной. Разработан экономичный алгоритм оптимизации режимов крейсерского полета методом множителей Лагранжа, который позволяет определять оптимальные значения километрового расхода топлива, тяги двигателей, аэродинамического сопротивления и качества с погрешностью не выше 2% при минимальном известном (необходимом) количестве параметров ВС.

В качестве критериев оптимальности выбраны минимум километрового расхода топлива и минимум стоимостной функции, которая учитывает относительную стоимость времени полета и топлива. Исследования показали, что учет стоимости времени полета приводит к увеличению оптимальных скоростей по сравнению со скоростями, на которых обеспечивается минимум километрового расхода.

6. Рассмотрены типовые эксплуатационные траектории крейсерского полета ВС с ограничениями в виде постоянной высоты, постоянной воздушной скорости полета и траектории без ограничения по высоте и скорости. Получены зависимости высоты и скорости полета от дальности при различных значениях стоимостной функции. Различия в природе оптимальных траекторий при использовании стоимостной функции увеличиваются с ростом абсолютного значения β^* , однако не превышают величины 0,2%.

В целом проведенные исследования показывают необходимость развития методики эксплуатации ВС с учетом реального аэродинамического состояния. Контроль аэродинамического состояния ВС в эксплуатации является экономически целесообразной задачей для экономии топлива и корректировки ограничений по безопасности полетов.

Основные результаты диссертации изложены в следующих работах:

1. Мохаммад Аскар, Н.А. Клешня. Приложение метода Лагранжа к оптимизации режимов полета самолета. "Прикладная аэродинамика" Сб. н. тр.: КИИГА, 1993, стр. 93-97.

2. Мохаммад Аскар, Е.П. Ударцев. Индивидуальные аэродинамические особенности самолетов. Депонирована в ГНТБ Украины 1/4/94, № 615 УК 94, 11 с.

3. Мохаммад Аскар, Е.П. Ударцев. Оптимизация крейсерских характеристик самолета по минимуму стоимостной функции. Депонирована в ГНТБ Украины 1/4/94, № 614 УК 94, 13 с.

Подписано в печать 11.05.94. Формат 60x84/16. Бумага типографская.
Офсетная печать. Усл.кр.-отт.5.Усл.печ.л.0,96. Уч.-изд.л.1,0.
Тираж 100 экз. Заказ № 101-1. Цена . Изд. № 214/Ш.

Издательство КМУГА.

252058. Киев-58, проспект Космонавта Комарова, 1.

ЛНБ ім. В. Стефаника
АН України

457168

AB 30.055

AB 30.055