

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ДАЛЬНОСТИ ПОЛЁТА САМОЛЁТА С МОДЕРНИЗИРОВАННЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

© 2016 А.В. Болдырев, К.Г. Шилимов

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

Статья поступила в редакцию 25.10.2016

Предлагается методика оценки дальности полёта самолёта с модернизированными двигателями на основе взаимосвязанных аэродинамической модели и упругой модели тела переменной плотности с учётом статической аэроупругости. Обсуждаются вопросы обеспечения достоверности расчётов по разработанной методике. Работоспособность методики подтверждается сопоставлением результатов расчётов с известными техническими характеристиками самолётов. Приводятся результаты параметрических исследований стреловидных крыльев самолётов Ил-76ТД-90ВД и А320neo с различными значениями удлинения, выполненных с использованием специального программного продукта.

Ключевые слова: двигатели, модернизация, дальность полёта, весовая и аэродинамическая эффективность, тело переменной плотности, крыло, оптимизация.

ВВЕДЕНИЕ

Основной задачей разработчиков авиационной техники является проектирование семейства самолётов, соответствующих мировому уровню или превосходящих его при относительно низких затратах. Одним из этапов жизненного цикла летательных аппаратов является создание модификаций с целью увеличения рентабельности парка самолётов в течение длительного срока эксплуатации. Достаточно эффективные двигатели со временем становятся менее конкурентоспособными по уровню эксплуатационных затрат и уже не в полной мере удовлетворяют нормам ИКАО по уровню шума на местности и эмиссии вредных веществ в атмосферу. В этой ситуации для повышения эффективности транспортной системы разработчики проводят модификацию летательного аппарата с установкой более современных двигателей.

Модернизация силовой установки, как правило, обеспечивает повышение тяги и снижение расхода топлива, что позволяет увеличить дальность полёта самолёта и массу коммерческой нагрузки. Проектные параметры базовой модели воздушного судна оптимизируются под конкретную силовую установку. В то же время невозможно обеспечить максимальную топливную эффективность при установке на существующий планер самолёта новых двигателей.

В настоящей статье рассматриваются две задачи, решаемые при проведении ремоторизации. Во-первых, прогнозируется дальность полёта

с учётом изменений в конструкции отдельных агрегатов самолёта, например, крыла в зоне навески двигателей. Во-вторых, оценивается целесообразность изменения геометрических параметров крыла для повышения транспортной эффективности летательного аппарата с новыми двигателями.

МЕТОДИКА ИССЛЕДОВАНИЯ

Использование высокоточного математического моделирования и современных систем инженерного анализа позволяет оценить технические характеристики самолёта с модернизированными двигателями и, тем самым, обосновать экономическую целесообразность модификации изделия.

Взлётная масса m_0 вычисляется с использованием уравнения существования самолёта [1]:

$$m_0 = \frac{m_{\text{ком}} + m_{\text{сл}} + m_{\text{кон-кр}} + m_{\text{с.у}} + m_{\text{об.упр}}}{1 - m_{\text{т}} - m_{\text{кр}}}, \quad (1)$$

где $m_{\text{ком}}$ – масса коммерческой нагрузки; $m_{\text{сл}}$ – масса служебной нагрузки и снаряжения; $m_{\text{кон-кр}}$ – масса конструкции самолёта без учёта крыла; $m_{\text{с.у}}$ – масса силовой установки; $m_{\text{об.упр}}$ – масса оборудования и управления, $m_{\text{т}}$ – относительная масса топлива, $m_{\text{кр}}$ – относительная масса крыла. Величины в числителе уравнения (1) являются исходными данными для прогнозирования взлётной массы ремоторизованного самолёта.

Относительная масса топлива определяется по формуле Бреге [2]:

$$m_{\text{т}} = 1 - e^{\left(\frac{L_p \cdot C_{\text{р.крейс}}}{\gamma \cdot M_{\text{крейс}} \cdot K} \right)}, \quad (2)$$

где L_p – расчётная дальность полёта; $C_{\text{р.крейс}}$ –

Болдырев Андрей Вячеславович, доктор технических наук, профессор кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов. E-mail: bolav@ssau.ru
Шилимов Константин Геннадиевич, аспирант кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов. E-mail: kshilimov@mail.ru

удельный расход топлива на крейсерском режиме; γ – числовой коэффициент, учитывающий дополнительный к крейсерскому расход топлива на взлёт, набор высоты, снижение и посадку; $M_{\text{крейс}}$ – число Маха на крейсерской скорости полёта; K – аэродинамическое качество самолёта, определяемое численными методами.

Для оценки массы конструкции крыла на ранних стадиях проектирования модифицированного изделия используется модель тела переменной плотности (ТПП), предложенная В.А. Комаровым [3]. Доступный для размещения силовой конструкции объём V заполняется непрерывной упругой средой с переменной плотностью ρ . Модуль упругости E и допускаемое напряжение σ_a материала этой среды линейно зависят от его плотности:

$$E = \bar{E} \cdot \rho, \quad \sigma_a = \bar{\sigma}_a \cdot \rho,$$

где \bar{E} – удельный модуль упругости (удельная жёсткость), $\bar{\sigma}_a$ – удельная прочность при единичной плотности.

ТПП моделируется сетью конечных элементов. Плотности элементов назначаются по следующим рекуррентным соотношениям [4]:

$$\rho_i^{j+1} = \frac{(\sigma_{\text{экр}}^j)_i}{\bar{\sigma}_a}, \quad (3)$$

где i – номер конечного элемента; j – номер итерации; $\sigma_{\text{экр}}$ – эквивалентные напряжения.

В процессе оптимизации распределения материала по (3) получается конструкция с минимальным значением силового фактора G [5], который отражает величину внутренних усилий в конструкции и протяжённость их действия:

$$G = \int_V \sigma_{\text{экр}} \cdot dV.$$

На прогнозных стадиях разработки летательного аппарата для оценки весового совершенства

конструкции удобно пользоваться безразмерным коэффициентом силового фактора C_K , который вычисляется по соотношению [6]:

$$C_K = \frac{G}{P \cdot L} = \frac{G}{Y_a \cdot \sqrt{S}},$$

где P – характерная нагрузка; L – характерный размер. Для крыла в качестве характерной нагрузки принимается величина подъёмной силы Y_a , а в качестве характерного размера – корень квадратный из площади крыла \sqrt{S} .

Через коэффициент силового фактора определяется относительная масса крыла, вычисляемая по формуле:

$$\bar{m}_{\text{кр}} = \phi \cdot n_p \cdot g \cdot \sqrt{S} \cdot C_K \cdot \frac{1}{\sigma_a}, \quad (4)$$

где ϕ – коэффициент полной массы, выражающий отношение полной массы конструкции крыла к массе силового материала; n_p – расчётная перегрузка; g – ускорение свободного падения.

Для целей настоящего исследования используется программа WINGOPT [7], принципиальная схема которой представлена на рис. 1. Численный расчёт аэродинамических характеристик самолёта проводится в среде программы APAME [8], реализующей вариант панельного метода аэродинамики. Конечно-элементный анализ напряжённо-деформированного состояния ТПП выполняется с помощью программы NASTRAN [9]. Расчёты выполняются с учётом аэроупругих явлений [10].

Возможности современной версии программы WINGOPT ограничены моделированием аэродинамических характеристик изолированного крыла. В расчётах m_T по формуле (2) аэродинамическое качество самолёта принимается пропорциональным аэродинамическому качеству крыла, а коэффициент γ дополнительно

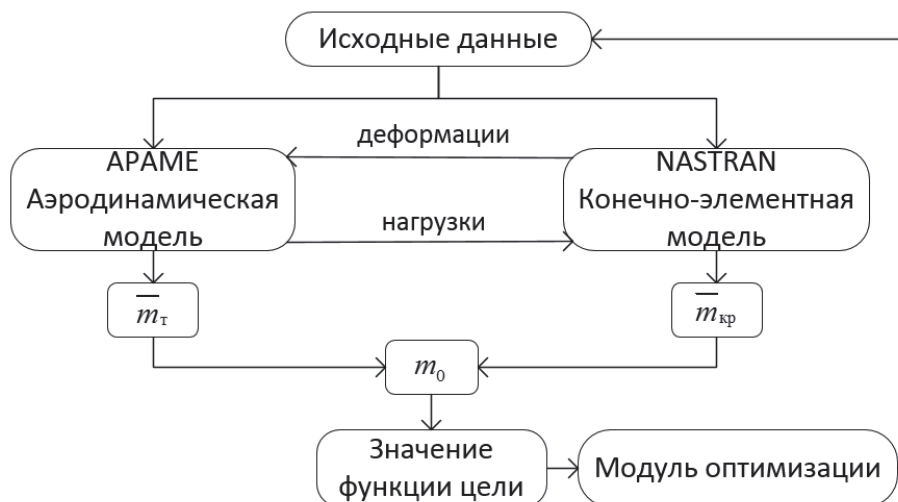


Рис. 1. Принципиальная схема программы WINGOPT

учитывает сопротивление других агрегатов и сопротивление интерференции.

Оценку влияния характеристик модернизированных двигателей на изменение дальности полёта самолёта предлагается проводить в три этапа. На первом этапе исследования осуществляется настройка математической модели определения взлётной массы летательного аппарата на основе информации о существующем самолёте (базовом изделии), характеристики которого принимаются за эталон. Второй этап включает определение дальности полёта и взлётной массы самолёта с новой силовой установкой и существующей геометрией крыла.

На третьем этапе осуществляется прогнозирование технических характеристик самолёта с модернизированными двигателями и оптимизированными параметрами внешнего облика крыла. Проектными переменными являются безразмерные параметры крыла, такие как сужение, удлинение, углы крутки и другие [11]. В качестве целевой функции выступает взлётная масса самолёта, определяемая по формуле (1), или коэффициент топливной эффективности q_T :

$$q_T = \frac{m_T}{n_{\text{пасс}} \cdot L_p},$$

где $n_{\text{пасс}}$ – количество перевозимых пассажиров.

Ограничениями в задаче оптимизации выступают условия физической реализуемости проекта, требования технического задания и Авиационных правил. Задача отыскания оптимальных геометрических параметров крыла решается на основе поискового метода оптимизации [12] с использованием поверхности отклика, для аппроксимации которой используется полином второй степени. Коэффициенты полинома находятся по методу наименьших квадратов.

ВОПРОСЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДОСТОВЕРНОСТИ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ

Для обеспечения адекватности математической модели определения дальности полёта самолёта разработана методика, представленная на рис. 2. Все величины в формулах (1)...(4), кроме коэффициентов φ и γ , могут быть определены на основе анализа взаимоувязанных аэродинамической и конечно-элементной моделей самолёта. Блок-схема методики содержит внутренний цикл для настройки коэффициента γ и внешний цикл для настройки коэффициента φ .

В блоке 1 формируются исходные данные – геометрические, лётно-технические и массовые характеристики базового самолёта-прототипа. В блоке 2 строится аэродинамическая модель самолёта, проводится её расчёт, определяются нагрузки. В блоке 3 задаётся начальное значение настроечного коэффициента γ . В блоке 4 опреде-

ляется значение аэродинамического качества K , далее в блоке 5 по формуле (2) рассчитывается относительная масса топлива m_T . В блоке 6 проверяется условие сходимости вычислительного процесса по m_T . Если полученное значение m_T отличается от эталона, то изменяется значение коэффициента γ в блоке 3, и процесс вычисления m_T повторяется до стабилизации.

Далее в блоке 7 строится конечно-элементная модель ТПП крыла с учётом рекомендаций [10]. В блоке 8 выбирается начальное значение настроечного коэффициента φ . В блок 9 из аэродинамической модели передаются нагрузки, определённые при расчётной перегрузке n_p и при перегрузке $n_p = 1$. В блоке 10 проводится оптимизация распределения материала ТПП для расчётной нагрузки по соотношениям (3). В блоке 11 определяются деформации крыла при перегрузке $n_p = 1$ с учётом разгрузки от масс конструкции и топлива, размещённого в кессоне. Затем управление передаётся в блок 2, где по деформациям конечно-элементной модели ТПП перестраивается аэродинамическая модель, производится уточнение распределения аэродинамической нагрузки и далее повторяется весь цикл расчётов в блоках 3...12. После достижения сходимости по деформациям (блок 12) в блоке 13 рассчитывается относительная масса крыла по формуле (4). Полученное значение $m_{кр}$ сравнивается в блоке 14 со значением массы крыла прототипа. В случае несоответствия масс в блоке 8 изменяется значение коэффициента φ и проводится новый расчёт.

После достижения сходимости в цикле по $m_{кр}$ управление передаётся в блок 15, где определяется взлётная масса самолёта по выражению (1).

На следующем этапе исследования с использованием найденных значений коэффициентов γ и φ в блоках 2...15 прогнозируется дальность полёта летательного аппарата с модернизированными двигателями и существующей геометрией крыла.

Далее в блоке 16 решается задача выбора оптимальных геометрических параметров крыла самолёта с новыми двигателями.

ЧИСЛЕННЫЕ ПРИМЕРЫ

Для проверки работоспособности разработанной методики в качестве объектов исследования выбраны самолёты Ил-76ТД и Airbus A320, которые прошли этап модернизации силовой установки. Для этих самолётов известны технические характеристики, принимаемые в настоящей работе за эталон. Сравниваются прогнозные значения дальности полёта ремоторизованных самолётов с эталонными значениями. В задаче оптимизации геометрических параметров крыла исследуется влияние удлинения крыла на целе-

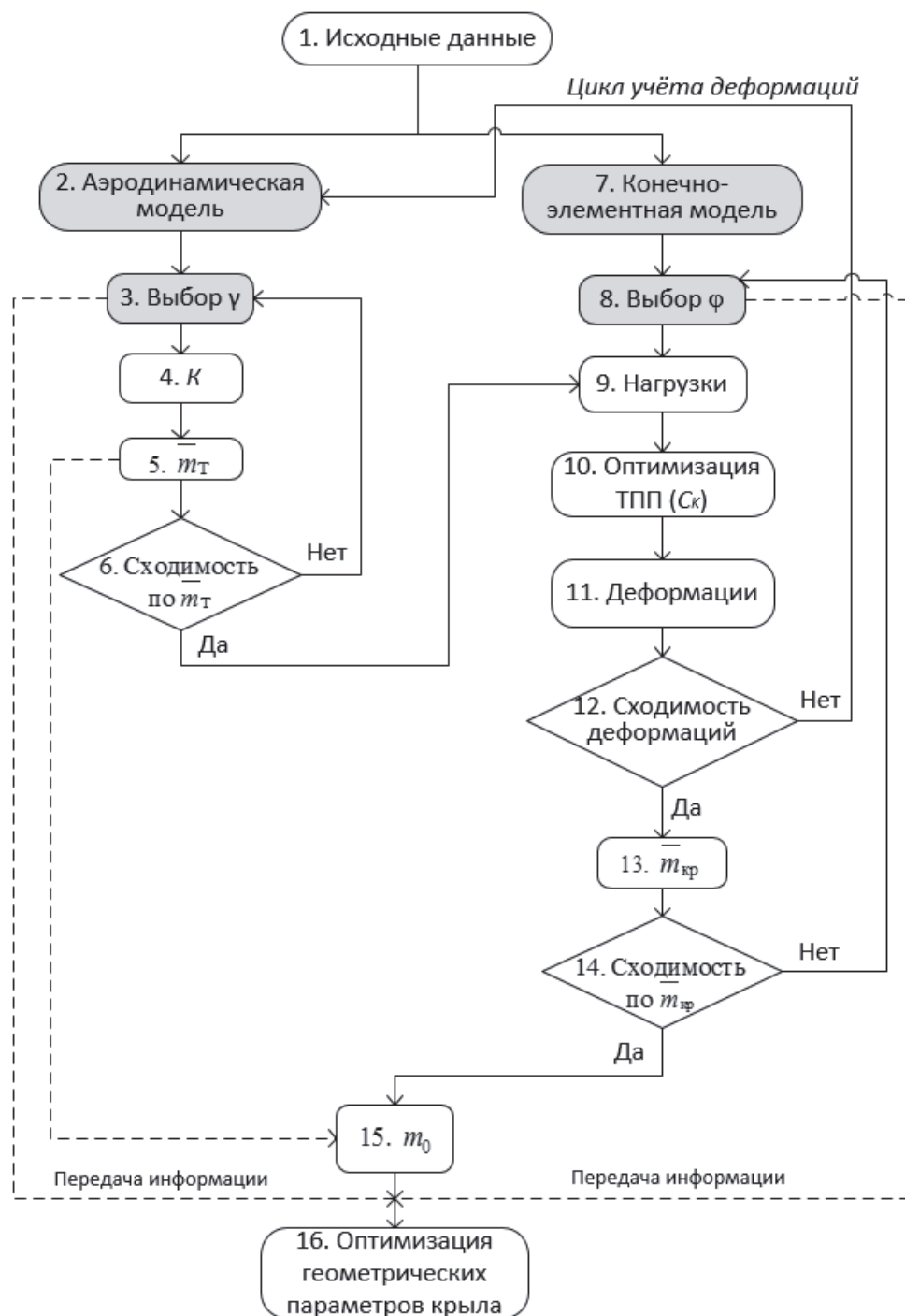


Рис. 2. Блок-схема методики настройки математической модели

вую функцию при заданной коммерческой нагрузке и дальности полёта.

Ил-76ТД. Приняты следующие характеристики самолёта Ил-76ТД [13]: $m_0 = 190\,000$ кг; $m_{сл} = 4\,100$ кг; $m_{кон-кр} = 34\,200$ кг; $m_{с.у} = 15\,150$ кг; $m_{об.упр} = 15\,250$ кг; удельная нагрузка на крыло $p_0 = 621$ даН/м²; для двигателя Д-30КП-2 $C_{р,крейс} = 0,705$ кг/(даН·ч). Геометрические параметры крыла: $S = 300,0$ м²; удлинение $\lambda = 8,5$; сужение $\eta = 3,0$. Характеристики конструкционного материала: $E = 70\,000$ МПа; $\rho = 2\,700$ кг/м³; $\sigma_a = 300$ МПа.

По разработанной методике для четырёх вариантов загрузки самолёта получены значения

коэффициентов ϕ и γ , представленные в табл. 1. Символ (*) относится к величинам, рассчитанным в программе WINGOPT.

С использованием найденных значений ϕ и γ выполнено прогнозирование дальности полёта для самолёта Ил-76ТД с модернизированными двигателями ПС-90А-76. Взлётная масса Ил-76ТД-90ВД возросла до $m_0 = 195\,000$ кг, $p_0 = 638$ даН/м², для ПС-90А-76 $C_{р,крейс} = 0,595$ кг/(даН·ч).

Результаты расчётов представлены в табл. 2, где $\Delta L = [(L_p^* - L_p) / L_p] \cdot 100\%$ – погрешность прогноза дальности полёта.

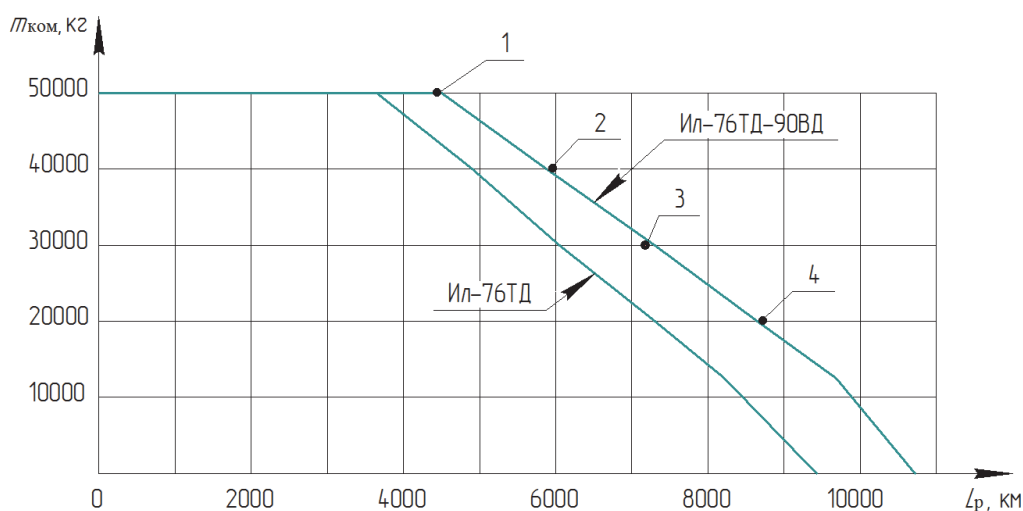
На рис. 3 показаны графики зависимостей

Таблица 1. Результаты расчётов самолёта Ил-76ТД

№	$m_{\text{ком}}, \text{КГ}$	$L_p, \text{КМ}$	φ	γ	$m_0^*, \text{КГ}$
1	50 000	3 650	2,040	0,289	189 980
2	40 000	4 900	2,127	0,315	189 720
3	30 000	6 050	2,227	0,320	189 970
4	20 000	7 300	2,331	0,328	189 660

Таблица 2. Результаты расчётов самолёта Ил-76ТД-90ВД

№	$m_{\text{ком}}, \text{КГ}$	$L_p, \text{КМ}$	$L_p^*, \text{КМ}$	$\Delta L, \%$	$m_0^*, \text{КГ}$
1	50 000	4 500	4 460	-0,9	195 330
2	40 000	5 880	5 930	0,9	194 710
3	30 000	7 300	7 190	-1,5	195 230
4	20 000	8 650	8 700	0,6	195 440


Рис. 3. Зависимость дальности полёта от коммерческой нагрузки

дальности полёта от коммерческой нагрузки для самолётов Ил-76ТД, Ил-76ТД-90ВД [13] и прогнозные данные, полученные расчётным путём (обозначены цифрами). Прогнозные значения дальности полёта согласуются с эталонными значениями, что подтверждает достоверность математической модели и работоспособность предложенной методики.

На следующем этапе исследований выполнена оптимизация удлинения крыла самолёта Ил-76ТД-90ВД. В качестве целевой функции выступает взлётная масса. Результаты оптимизации для двух вариантов загрузки самолёта представлены в табл. 3. С целью обеспечения технологичности принимаемых решений по модификации самолёта рассматривалась возможность увеличения размаха крыла за счёт изменения концевых частей.

A320. Используются следующие характеристики самолёта A320 [14]: $m_0 = 78\ 000$ кг; $m_{\text{сл}} = 2\ 671$ кг; $m_{\text{кон-кр}} = 14\ 040$ кг; $m_{\text{с.у}} = 9\ 360$ кг; $m_{\text{об.упр}} = 10\ 140$ кг; $p_0 = 624$ даН/м²; для двигателя

CFM56-5B $C_{p,\text{кр.рейс}} = 0,6$ кг/(даН·ч). Геометрические параметры крыла: $S = 122,6$ м²; $\lambda = 9,5$; $\eta = 4,5$. Форма консоли крыла в плане, показанная на рис. 4, характеризуется двумя трапециями, где l – размах крыла. В расчётах приняты следующие характеристики основного конструкционного материала: $E = 70\ 000$ МПа, $\rho = 2\ 700$ кг/м³, $\sigma_a = 300$ МПа.

Для трёх вариантов загрузки самолёта получены значения коэффициентов φ и γ , представленные в табл. 4.

Далее выполнено прогнозирование дальности полёта для самолёта A320neo с модернизированными двигателями Pratt & Whitney PW1100G. Взлётная масса A320neo возросла до $m_0 = 79\ 000$ кг, $p_0 = 632$ даН/м², для нового двигателя $C_{p,\text{кр.рейс}}$ составляет 0,51 кг/(даН·ч) [14]. Результаты расчётов представлены в табл. 5.

На рис. 5 показаны графики зависимостей дальности полёта от коммерческой нагрузки для самолётов A320, A320neo [14] и прогнозные данные, полученные расчётным путём.

Таблица 3. Результаты оптимизации удлинения крыла Ил-76ТД-90ВД

№	$m_{\text{ком}}, \text{КГ}$	$L_p^*, \text{КМ}$	λ^*	$m_0^*, \text{КГ}$
1	50 000	4 460	8,8	193 645
2	30 000	7 190	9,7	189 060

Затем проведена оптимизация удлинения второй трапеции крыла λ_2 самолёта А320neo. В качестве целевой функции выступает коэффициент топливной эффективности. Результаты оптимизации для режима полёта с максимальной коммерческой нагрузкой самолёта представлены в табл. 6.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработана методика прогнозирования дальности полёта самолёта с модернизированными двигателями при заданной коммерческой нагрузке. Методика апробирована на примере самолётов А320 и Ил-76ТД. Погрешность прогнозирования дальности полёта для разных вариан-

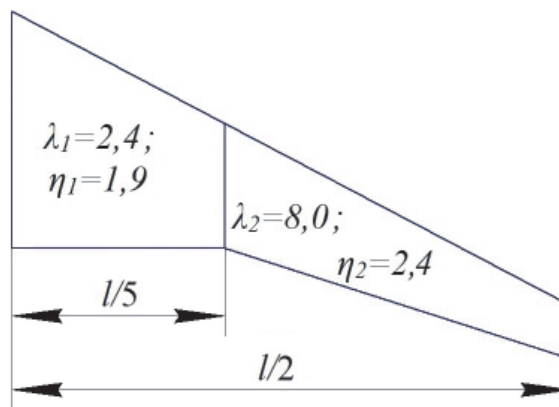


Рис. 4. Схема консоли крыла самолёта А320

Таблица 4. Результаты расчётов самолёта А320

№	$m_{\text{ком}}, \text{КГ}$	$L_p, \text{КМ}$	φ	γ	$m_0^*, \text{КГ}$	$q_T^*, \text{Г/Пасс}\cdot\text{КМ}$
1	19 100	3 930	2,290	0,415	78 090	19,2
2	15 000	5 430	2,333	0,426	78 070	23,1
3	13 140	6 130	2,370	0,428	78 065	25,8

Таблица 5. Результаты расчётов самолёта А320neo

№	$m_{\text{ком}}, \text{КГ}$	$L_p, \text{КМ}$	$L_p^*, \text{КМ}$	$\Delta L, \%$	$m_0^*, \text{КГ}$	$q_T^*, \text{Г/Пасс}\cdot\text{КМ}$
1	19 300	4 575	4 580	0,1	79 040	16,5
2	15 000	6 450	6 440	-0,2	79 010	20,0
3	12 715	7 450	7 445	-0,1	79 030	23,3

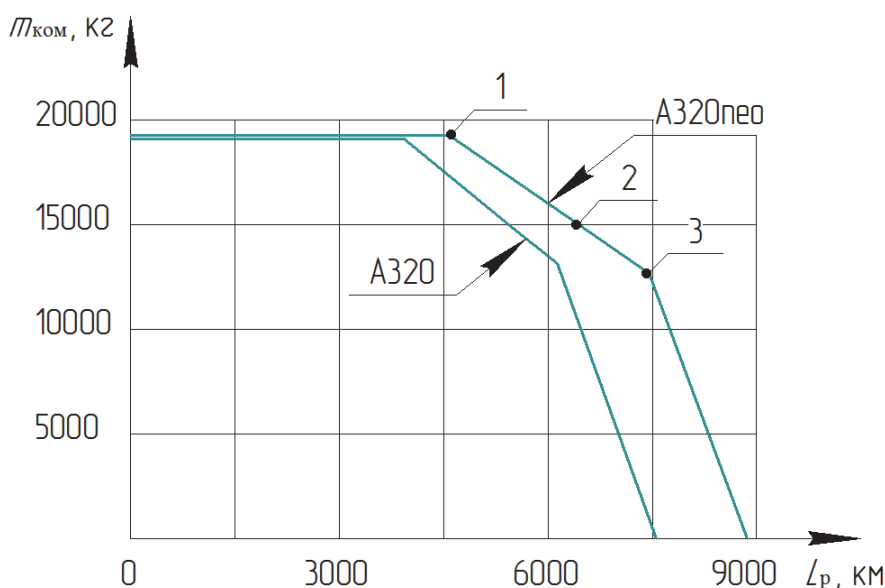


Рис. 5. Зависимость дальности полёта от коммерческой нагрузки

Таблица 6. Результаты оптимизации удлинения крыла А320neo

$m_{\text{ком}}, \text{КГ}$	$L_p^*, \text{КМ}$	λ_2	λ_2^*	$m_0^*, \text{КГ}$	$q_T^*, \text{Г/Пасс}\cdot\text{КМ}$
19 300	4 580	8,0	8,1	78 930	16,4

тов загрузки самолётов с модернизированными двигателями не превысила 1,5 %, что подтверждает работоспособность методики.

Исследование рациональных параметров удлинения крыла Ил-76ТД-90ВД с учётом весовой и аэродинамической эффективности самолёта

показало целесообразность незначительного увеличения удлинения с 8,5 до 8,8 за счёт изменения концевых частей крыла. Рациональное значение удлинения $\lambda^* = 8,8$ обеспечивает снижение взлётной массы самолёта примерно на 1 300 кг в режиме полёта с максимальной коммерческой нагрузкой.

Проведены параметрические исследования удлинения стреловидного крыла самолёта A320neo для режима полёта с максимальной коммерческой нагрузкой. Полученное значение удлинения из условия минимума коэффициента топливной эффективности близко к удлинению крыла базового самолёта.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Корольков О.Н.* Уравнение и область существования самолёта // Полёт. 2001. № 10. С. 45-52.
2. Комплексный учёт весовой и аэродинамической эффективности крыльев в проектировании самолётов / *А.А. Вырыпаев, Д.М. Козлов, В.А. Комаров, А.С. Кузнецов* // Общероссийский научно-технический журнал «Полёт». 2010. № 10. С. 35-44.
3. *Комаров В.А.* Проектирование силовых схем авиационных конструкций // Актуальные проблемы авиационной науки и техники. М.: Машиностроение, 1984. С. 114-129.
4. Aircraft design using a variable density model / *V.A. Komarov, A.V. Boldyrev, A.S. Kuznetsov, M.Yu. Lapteva* // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 2012. V. 84. Iss. 3. PP. 162-171.
5. *Комаров А.А.* Основы проектирования силовых конструкций. Куйбышев: Куйбышевское книжное издательство, 1965. 88 с.
6. *Комаров В.А.* Весовой анализ авиационных конструкций: теоретические основы // Общероссийский научно-технический журнал «Полёт». 2000. № 1. С. 31-39.
7. *Комаров В.А., Кузнецов А.С.* Программа для выбора рациональных геометрических параметров крыла самолёта «WINGOPT». Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ: № 2011615448 (РФ). 2011.
8. Веб-сайт программы Arame. [Электрон. ресурс]. URL: <http://www.3dpanelmethod.com/> (дата обращения 25.09.2016).
9. *Рычков С.П.* MSC.visualNASTRAN для Windows. М.: ИТ Пресс, 2004. 552 с.
10. Учёт статической аэроупругости на ранних стадиях проектирования / *А.В. Болдырев, В.А. Комаров, М.Ю. Лаптева, К.Ф. Попович* // Общероссийский научно-технический журнал «Полёт». 2008. № 1. С. 34-39.
11. *Sobieszcanski-Sobieski J., Haftka R.T.* Multidisciplinary Aerospace Design Optimization: a Survey of Recent Developments // Structural and Multidisciplinary Optimization. 1997. V. 14. № 1. PP. 1-23.
12. *Кузнецов А.С.* Алгоритм выбора рациональных параметров крыла с учётом аэродинамической и весовой эффективности // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2010. Т. 12 (33). № 1 (2). С. 404-406.
13. Характеристики транспортных самолётов ОАО «Ил». [Электронный ресурс]. URL: <http://www.ilyushin.org/aircrafts/transport/> (дата обращения 26.09.2016).
14. Характеристики самолётов семейства A320. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.airbus.com/aircraftfamilies/passengeraircraft/a320family/> (дата обращения 26.09.2016).

FLIGHT RANGE PREDICTION OF AIRCRAFT WITH MODERNIZED ENGINES

© 2016 A.V. Boldyrev, K.G. Shilimov

Samara National Research University named after Academician S.P. Korolev

The paper proposes a method of flight range estimating for remotorized aircraft in view of static aeroelasticity. A method is based on interrelated aerodynamic model and the elastic variable density body model. The issues of ensuring the reliability of calculations by the developed technique is discussed. The performance of the method is confirmed by comparing the results of calculations with known technical characteristics of the aircraft. Results of parametric studies swept wing aircraft IL-76TD-90VD and A320neo with different aspect ratio values. The studies were performed using special software.

Keywords: engines, modernization, flight range, weight and aerodynamic efficiency, variable density body, wing, optimization.

Andrey Boldyrev, Doctor of Technical Science, Professor at the Aircraft Design Department. E-mail: bolav@ssau.ru
Konstantin Shilimov, Postgraduate Student at the Aircraft Design Department. E-mail: kshilimov@mail.ru