

УДК 621.45.02.024:05.054

В.В. Логинов¹, Е.А. Українець¹, И.Ф. Кравченко², А.В. Еланский²¹ Харківський університет Воздушних Сил імені Івана Кожедуба, Харків² ГП “Івченко-Прогрес”, Запоріжжє

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТУРБОВИНТОВОГО ДВИГАТЕЛЯ В СИСТЕМЕ ЛЕГКОГО РЕГИОНАЛЬНОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА

Представлена методика оценки технических и экономических характеристик турбовинтового двигателя в системе легкого регионального пассажирского самолета. На основе разработанной методики создан модульный программный комплекс, включающий блоки исходных данных по самолету и двигателю, профиля полета, расчета аэродинамических характеристик самолета с выбранным двигателем, расчета летно-технических и технико-экономических характеристик, анализа полученных результатов. Для верификации разработанной методики рассчитаны основные аэродинамические характеристики самолетов L-410M и L-410 UVP, эксплуатационные и экономические величины, получены диаграммы “длина горизонтального участка полета – коммерческая нагрузка”. Показано удовлетворительное согласование экспериментальных и расчетных данных.

Ключевые слова: легкий региональный самолет, легкий пассажирский самолет, местные воздушные линии, турбовинтовой двигатель, авиационная силовая установка, технические характеристики, интегративные свойства.

Введение

Использование реактивных самолетов на региональных маршрутах из-за устойчивой тенденции возрастания цен на авиационное топливо становится экономически невыгодным. Поскольку использование на этих маршрутах самолетов с турбовинтовыми двигателями позволяет существенно снизить расход топлива, то на рынке региональных турбовинтовых самолетов в ближайшем будущем прогнозируются большие перемены [1 – 3].

Обновление парка региональных самолетов оказывается гораздо более сложной задачей, чем приобретение и эксплуатация магистральных самолетов. Сложная экономика региональных маршрутов, более низкие доходы при высоких затратах вынуждали авиакомпании либо эксплуатировать парк советского производства, либо отказываться от этих маршрутов вообще. Однако способность приземлиться на аэродроме любого класса, простота летной и технической эксплуатации, изящность внутреннего оформления делают эти легкие воздушные суда обоснованным выбором для деловых целей и отдыха.

Постановка задачи. Актуальность исследования технико-экономических характеристик небольших региональных самолетов обуславливает необходимость совершенствования существующей научно-методологической базы обоснования потребных летно-технических и экономических характеристик современных самолетов местных воздушных линий. Поскольку наибольший интерес представляет уменьшение расхода топлива двигателя, то на первый план выходят исследования по улучшению интеграционных свойств силовой установки и пла-

нера ЛА [4]. При проведении подобных исследований необходимо проанализировать особенности силовой установки ЛА с турбовинтовыми двигателями, разработать методику оценки технических и экономических характеристик турбовинтового двигателя (ТВД) в системе самолета и провести оценку достоверности разработанной методики.

Анализ последних исследований и публикаций. Как известно, при размещении турбовинтовых двигателей на крыле подъемная сила и лобовое сопротивление системы “силовая установка-крыло” существенно отличается от подъемной силы и лобового сопротивления изолированного крыла и зависят от режима работы воздушных винтов [5 – 10].

В связи с интенсивными работами по созданию самолетов с коротким взлетом и посадкой проведено достаточно много исследований по влиянию струй движителей на аэродинамику самолета, построены полуэмпирические зависимости основных аэродинамических характеристик с учетом воздействия струй от винтовых движителей в широком диапазоне значений коэффициента нагрузки на ометаемую винтом площадь [11 – 14]. Показано, что при обдувке крыла с отклоненной механизацией струями воздушных винтов при наличии набегающего потока возникает дополнительная подъемная сила, обусловленная эффектом суперциркуляции. Дополнительная сила зависит от тяги винтов, эффективности механизации и от относительного размаха обдуваемой части крыла.

При оценке двигателя силовой установки в системе пассажирского или транспортного турбовинтового ЛА необходимо учесть следующие особенности силовой установки самолета с ТВД:

1. Располагаемая тяга силовой установки в основном создается воздушным винтом, однако некоторая часть тяги (0...20 %) создается за счет реакции газовой струи, истекающей из реактивного сопла, причем соотношение тяги винта и реакции струи изменяется по режимам полета.

2. Поскольку часть мощности ТВД затрачивается на преодоление потерь на лопастях винта при их перемещении, то учет работы винта по созданию тяги, осуществляется введением понятия коэффициента полезного действия воздушного винта. При этом коэффициент полезного действия винта при работе на месте равен нулю, увеличивается по мере увеличения скорости и достигает своего максимального значения при определенном сочетании скорости и числа оборотов (для каждого винта – своего), по мере дальнейшего роста скорости коэффициент полезного действия уменьшается.

3. Характер изменения мощности турбовинтового двигателя при снижении оборотов турбокомпрессора такой же, как и изменения тяги при снижении частоты вращения роторов у двухконтурных турбореактивных двигателей, что обуславливается уменьшением расхода воздуха и существенным уменьшением работы цикла. Характер изменения удельного расхода топлива C_e при снижении $n_{т.к}$ иной: удельный расход топлива монотонно возрастает при уменьшении $n_{т.к}$, тогда как $C_{уд}$ у двухконтурных турбореактивных двигателей несколько уменьшается при дросселировании двигателя и при более глубоком дросселировании возрастает.

4. Влияние струй воздушных винтов на крыло проявляется в изменении и перераспределении аэродинамической нагрузки по хорде и размаху крыла. Рост скоростного напора в струе, либо перед винтом, приводит к повышению несущих свойств и снижению аэродинамического качества. Изменение распределения циркуляции по размаху крыла, появление в некоторых случаях резких изменений циркуляции по линиям пересечения струй с поверхностью крыла сопровождается изменением индуктивного сопротивления, изменением скоса потока за крылом и в области расположения горизонтального оперения, смещением фокуса по углу атаки, изменением параметров продольной устойчивости. Деформация эпюры распределения давления по хорде профиля приводит к приращению моментов тангажа, изменению несущей способности крыла, изменению конфигурации и динамики развития зон срывного обтекания.

5. Аэродинамические характеристики воздушного винта, работающего в составе компоновки, отличаются от характеристик изолированного винта настолько, насколько элементы планера изменяют поле течения в окрестности винта.

Целью статьи является разработка методики определения технических характеристик турбовин-

тового двигателя в системе легкого регионального пассажирского самолета и оценка ее достоверности.

Основная часть исследований

Как известно, в качестве движителя ТВД используется воздушный винт, характеристики которого оказывают существенное влияние на аэродинамические характеристики самолета. Основные данные и характеристики воздушных винтов приведены и проанализированы в работах [11 – 14]. Показано, что для учета особенностей ТВД необходимо знать геометрию воздушного винта, мотогондолы, крыла и оперения, дроссельные характеристики ТВД.

Воздушный винт отбрасывает за собой массу воздуха, скорость которого больше скорости полета, увеличивает тем самым лобовое сопротивление частей самолета, находящихся в струе за воздушным винтом. Увеличение сопротивления самолета превышает по своей величине прирост тяги. В итоге - влияние обдувки самолета выражается общим понижением тяги двигательной установки. Кроме того, при обтекании частей самолета создается дополнительный прирост подъемной силы. Величина ее зависит от площади крыла, скорости полета, мощности силовой установки. Улучшение аэродинамических характеристик самолетов за счет обдувки от воздушного винта корректирует некоторые параметры самолетов, например: скорость отрыва уменьшается на 15...20 %, а длина разбега – на 25...30 % [7, 11, 14].

Увеличение скорости полета уменьшает прирост аэродинамических сил. Чем больше мощность силовой установки, тем больше прирост аэродинамических сил. Для учета влияния обдувки воздушного винта на аэродинамические силы и их коэффициенты проводится их перерасчет для наиболее характерных режимов силовой установки. Необходимо отметить, что воздушный винт, установленный на самолете, при работе испытывает влияние от расположенных вблизи него частей самолета. При этом уменьшается скорость воздушного потока в плоскости вращения винта, что увеличивает тягу воздушного винта. Такое изменение тяги характеризуется величиной коэффициента торможения скорости ε , и входит в виде поправки в относительную поступь

$$\lambda = \lambda_0 (1 + \varepsilon), \quad (1)$$

где λ_0 - поступь изолированного воздушного винта (всегда $\varepsilon > 0$, поэтому $\lambda > \lambda_0$).

Анализ существующего парка самолетов местных воздушных линий (табл. 1) позволяет сделать вывод о том, что наибольший интерес представляют самолеты типа Л-410, имеющие модификации (табл. 2) и перспективу развития. Для проведения дальнейших исследований в качестве объекта сравнения выбраны самолеты Л-410М и Л-410 УВП [15 – 17], которые представляют собой цельнометалличе-

ский свободно несущий моноплан с высококоротко-коротким крылом, на шасси трехстоечной схемы с передним управляемым колесом (рис. 1).

При такой компоновке:

- крыло имеет уменьшенный диффузорный эффект, что обеспечивает более высокое аэродинамическое качество;

- улучшается поперечная устойчивость и управляемость самолета, а расположение крыла выше центра тяжести самолета улучшает продольную устойчивость самолета;

- уменьшается возможность повреждения лопастей воздушных винтов при работе двигателей на земле.

Вместе с тем снижается влияние эффекта близости земли (воздушной подушки), что является важным на этапах взлета и посадки. Это потребовало применения на самолете в качестве механизации крыла двухщелевых закрылков.

Крыло самолета свободнонесущее, прямое, трапециевидной формы в плане, набрано из двояковыпуклых толстых, ламинарных профилей: в корневой части NACA - 63A418 ($\bar{c} = 18\%$), в консольной части NACA - 63A412 ($\bar{c} = 12\%$) и в средней части NACA 63A415 ($\bar{c} = 15\%$). Наличие профилей с различной относительной толщиной и разной относительной кривизной образует аэродинамическую

Таблица 1

Сравнение характеристик самолетов местных воздушных линий

Название ЛА	L-410 УВП-E20	Evektor EV-55 Outback	Рысачок	Twin Otter	Do 228NG	PZL M28	Harbin Y-12	Beechcraft King Air 350i
Страна-производитель	Чехия	Чехия	Россия	Канада	Швеция	Польша	Китай	США
Год первого полета	1969	2011	2010	1965	1981	1993	1982	1972
Год начала производства	1971	2014	-	1965	1981	1993	1985	1974
Экипаж, чел.	2	1-2	1-2	2	2	2	2	2
Макс. кол-во пасс., чел.	19	14	10	20	19	19	17	13
Грузоподъемность, кг	1800	1824	1500	-	2340	2000	1900	1820
Размах крыла, м	19,478	16,10	18	19,8	16,97	22,06	17,24	16,3
Длина, м	14,424	14,35	12,44	15,77	16,56	13,1	18,86	13,34
Площадь крыла, м ²	34,86	27,2	32,3	39	32	39,72	34,27	28,2
Вес пустого, т	4,05	2,626	2,77	3,363	3,739	4,1	2,84	3,52
Максимальный взлётный вес, т	6,6	4,6	6	5,67	6,6	7,5	5,3	5,67
Максимальная скорость, км/ч	405	408	400	338	433	355	328	545
Крейсерская скорость, км/ч	340	220	250	278	315	270	250	536
Максимальный потолок, м	8382	8500	6000	8014	8535	7620	7000	10700

Таблица 2

Технические характеристики самолетов типа L-410

Модификация ЛА	L-410M	L-410 UVP	L-410 UVP-E	L-410 UVP-E20	L-410 UVP-E20
Экипаж, чел.	2	2	2	2	2
Коммерческая нагрузка	17 пасс. или 1430 кг груза	15 пасс. или 1300 кг груза	19 пасс. или 1710 кг груза	19 пасс. или 1800 кг груза	19 пасс. или 1800 кг груза
Количество и тип двигателя	2 × ТВД Walter M601A	2 × ТВД Walter M601D	2 × ТВД Walter M601E	2 × ТВД Walter M601E	2 × ТВД GE H80-200
Взлетная мощность, л.с.	2 × 690	2 × 725	2 × 750	2 × 750	2 × 800
Тип воздушного винта	2 × AVIA V508B	2 × AVIA V508D	2 × AVIA V510	2 × AVIA V510	2 × AVIA AV-725
Количество лопастей винта	3	3	5	5	5
Диаметр воздушных винтов, м	2,5	2,5	2,3	2,3	2,3
Размах крыла, м	17,478	19,478	19,478	19,478	19,478
Длина самолёта, м	13,605	14,487	14,487	14,487	14,487
Высота самолёта, м	5,646	5,83	5,83	5,83	5,83
Площадь крыла, м ²	32,5	34,86	34,86	34,86	34,86
Масса пустого самолёта, кг	3700	3850	4000	4050	4050
Масса максимальная взлетная, кг	5700	5800	6400	6600	6600
Масса топлива (основные баки), кг	1000	1000	1000	1000	1000
Масса топлива (концевые баки), кг	-	-	300	300	300
Максимальная скорость (ИС), км/ч	300	320	375	385	395
Практическая дальность, км	990	1040	1380	1410	1500
Практический потолок, м	8000	8200	7200	7000	8000

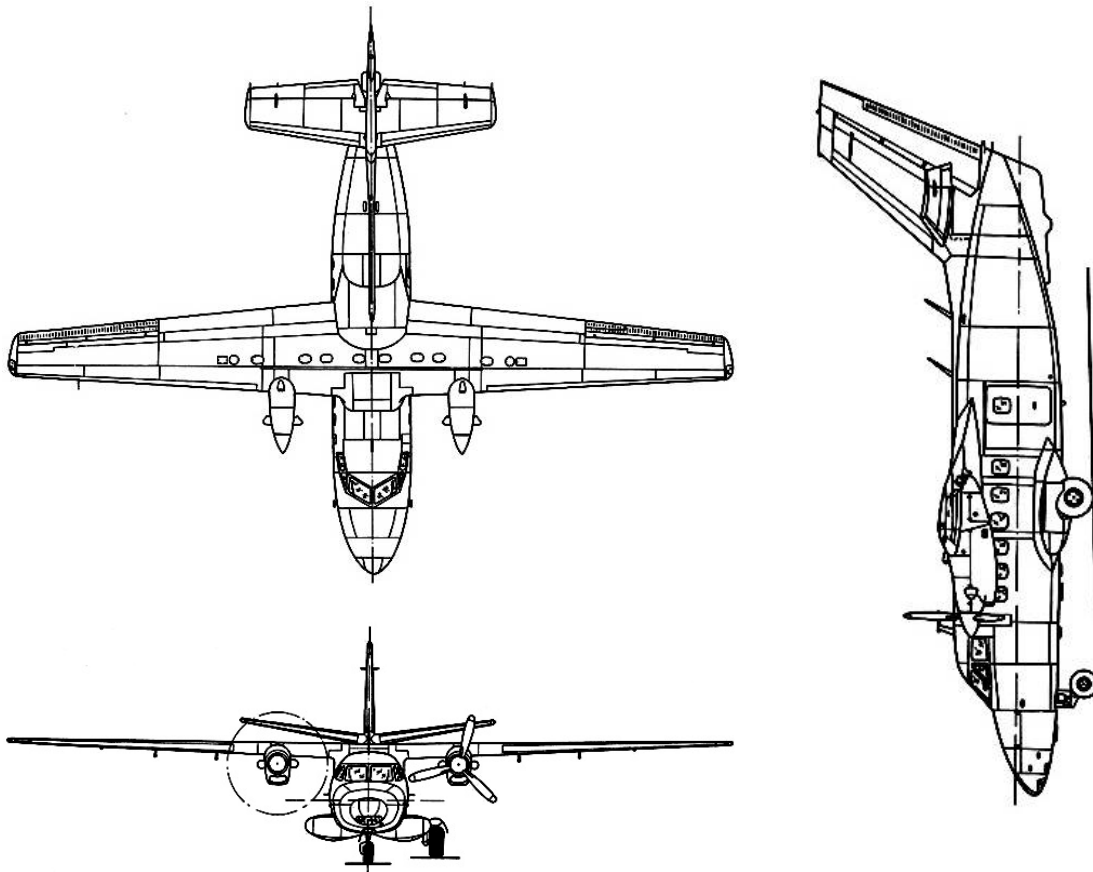


Рис. 1. Схема самолета Л-410 УВП.

и геометрическую крутку крыла, повышающая эффективность действия элеронов.

Крыло имеет большое удлинение, которое способствует уменьшению индуктивного сопротивления и в определенной мере способствует увеличению дальности полета. Для балансировки самолета по усилиям на всех режимах полета, включая и полет с одним неработающим двигателем, на левом элероне установлен триммер. Управление триммером элерона электродистанционное.

Фюзеляж самолета представляет собой удобообтекаемое сигарообразное тело. Поперечный контур фюзеляжа в основном образован пересечением двух окружностей разных диаметров. При такой форме нижняя поверхность фюзеляжа несколько удалена от земли. Удобообтекаемая форма и довольно большое удлинение обеспечивают сравнительно небольшое лобовое сопротивление фюзеляжа.

Самолет Л-410 УВП имеет две силовые установки, каждая из которых состоит из турбовинтового двигателя “Вальтер М-601Д” и воздушного винта В-508Д. Максимальная взлетная мощность двигателя в стандартных условиях 700 л.с. Мощность развиваемая на 2-х минутном чрезвычайном режиме – 760 л.с. Воздушный винт В-508Д - трехлопастной, правого вращения, флюгерный, реверсивный. Винт работает совместно с регулятором постоянства оборотов, обеспечивающим постоянные обороты в ре-

гулируемом диапазоне (2080 – 1700 об/мин). Максимальная тяга силовой установки в стандартных условиях при $V = 0$ составляет 720 кгс. Двигатель имеет редуктор в 14,9 раза снижающий число оборотов винта по отношению к оборотам турбины.

Одной из особенностей работы силовой установки самолета Л-410 УВП является способность воздушного винта в режиме реверса развивать значительную отрицательную тягу (около 450 кгс), благодаря чему винт может быть использован как эффективное средство для уменьшения длины пробега самолета после посадки. Аэродинамическое совершенство воздушного винта оказывает решающее влияние на характеристики силовой установки самолета.

Зависимость тяги винта от скорости полета для различных режимов работы силовой установки получена с помощью пересчета характеристик двигателя. Сила тяги винта определяется формулой:

$$P = \bar{\alpha} \cdot \rho \cdot n^2 \cdot D^4. \quad (2)$$

Как видно из приведенной формулы, на величину тяги влияют: коэффициент силы тяги $\bar{\alpha}$, плотность воздуха через высоту полета и температуру наружного воздуха, число оборотов n и диаметр винта D , скорость полета V .

Коэффициент силы тяги $\bar{\alpha}$ определяет аэродинамическое совершенство винта и зависит от формы профиля, угла атаки лопастей и состояния поверхности лопасти.

Располагаемая сила тяги силовой установки самолета Л-410 УВП в основном создаётся воздушным винтом (80 %) и лишь небольшая часть (20 %) - за счет реакции газовой струи, выходящей из реактивного сопла.

Винтовая или эффективная мощность двигателя определяется из формулы $N_b = N_e = \beta \cdot \rho \cdot n^3 \cdot D^5$, где β - коэффициент мощности. Полезная мощность винта определяется

$$N_{\text{пол}} = \frac{P_b \cdot V}{75} \quad (3)$$

Так как на потери, обусловленные перемещением лопастей винта в воздушном потоке, затрачивается определенная доля подводимой к винту мощности, то необходимо учесть работу винта по созданию тяги величиной КПД воздушного винта

(4)

При работе винта на месте ($V = 0$) $\eta_b = 0$. С увеличением скорости полета КПД винта возрастает. При определенном сочетании скорости и числа оборотов КПД достигает своего максимального значения. Затем, по мере дальнейшего роста скорости, КПД уменьшается и обращается в ноль при скорости полета, на которой тяга винта станет равной нулю [16].

Основными характеристиками горизонтального полета являются потребные скорость, тяга и мощность. Величина потребной скорости в горизонтальном полете (на данном угле атаки) определяется формулой:

$$V_{\text{гп}} = \sqrt{\frac{2 \cdot G}{C_{y \text{ гп}} \cdot \rho \cdot S}} \quad (5)$$

Как видно из формулы, потребная скорость горизонтального полета возрастает при увеличении полетного веса, высоты полета и уменьшения угла атаки. Минимальная потребная скорость горизонтального полета будет соответствовать полету на критическом угле атаки, т.е. на $C_{y \text{ max}}$. Для самолета Л-410 УВП величина $V_{\text{min теор}} = 134$ км/ч.

Потребная тяга горизонтального полета (на данном угле атаки) вычисляется по формуле $P_{\text{гп}} = G / K$. Наименьшая потребная тяга соответствует полету на $\alpha_{\text{нв}}$, при котором значение аэродинамического качества K максимальное. Для самолета Л-410 УВП - $P_{\text{гп min}} = 415$ кг.

Для самолетов с ТВД из-за влияния наличия реактивной тяги максимальный избыток тяги, ΔP_{max} получается фактически при полете на углах атаки несколько меньше $\alpha_{\text{эк}}$, но больше $\alpha_{\text{нв}}$, однако приближенно принимают $\alpha_{\text{эк}}$.

Потребная мощность горизонтального полета затрачивается на преодоление силы лобового сопротивления самолета данной массы и летящего с данной скоростью. Численно она равна потребной силе тяги за 1 сек:

$$N_{\text{гп}} = \frac{P_{\text{гп}} \cdot V_{\text{гп}}}{75} = \frac{1}{75 \cdot K_{\text{ЛА}} \cdot \sqrt{C_y}} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot G^3}{\rho \cdot S}} \quad (6)$$

где величина $\frac{1}{75 \cdot K_{\text{ЛА}} \cdot \sqrt{C_y}}$ - коэффициент потребной мощности.

Изменение этого коэффициента и определяет характер изменения потребной мощности. Минимальная потребная мощность соответствует $\alpha_{\text{эк}}$ (при этом $(K_{\text{ЛА}} \cdot \sqrt{C_y})_{\text{max}}$).

При увеличении α от $\alpha_{\text{эк}}$ до $\alpha_{\text{кр}}$ коэффициент $C_{\text{ха}}$ растет интенсивнее, чем $C_{y \text{ а}}$, а поэтому коэффициент потребной мощности и потребная мощность горизонтального полета увеличивается. При уменьшении α от $\alpha_{\text{эк}}$ до $\alpha_{\text{сх min}}$ уменьшаются коэффициенты $C_{y \text{ а}}$ и $C_{\text{ха}}$, но $C_{y \text{ а}}$ уменьшается интенсивнее, поэтому коэффициент потребной мощности увеличивается и потребная мощность тоже увеличивается.

Анализ возможных скоростей полета для крейсерской конфигурации проводится по кривым Жуковского [11, 16] для разных мощностей (крейсерская конфигурация, полный полётный вес, $H = 0$):

- точка 1 соответствует максимальной скорости горизонтального полета при использовании максимального продолжительного режима работы двигателей, $\alpha = +2^\circ$, $V_{\text{max}} = 355$ км/ч.

- точка 2 соответствует наивыгоднейшей скорости горизонтального полета $\alpha_{\text{нв}} = +7^\circ$, $V_{\text{нв}} = 245$ км/ч.

- точка 3 соответствует экономической скорости горизонтального полета $\alpha_{\text{эк}} = +9^\circ$, $V_{\text{эк}} = 190$ км/ч.

- точка 4 определяет теоретическую минимальную скорость горизонтального полета $\alpha_{\text{кр}} = +15,5^\circ$, $V_{\text{min}} = 134$ км/ч.

Граница двух режимов горизонтального полета - экономический угол атаки. Он характерен тем, что при изменении углов атаки от $\alpha_{\text{эк}}$ как в сторону увеличения, так и в сторону уменьшения для сохранения горизонтального полета требуется увеличить подачу топлива. Рассматриваются два режима:

I режим - $\alpha < \alpha_{\text{эк}}$ - полет на малых углах атаки и больших скоростях, обеспечивается достаточной устойчивостью и управляемостью. Для сохранения горизонтального полета управление стереотипное: перемещения РУД и штурвала совпадают по направлению.

II режим - $\alpha > \alpha_{\text{эк}}$ - полет на больших углах атаки и малых скоростях: устойчивость и управляемость значительно хуже, чем на I режиме - безопасность полета не обеспечивается. Управление полетом усложненное: перемещения РУД и штурвала не совпадают по направлению (двойное действие РУД) (рис. 2).

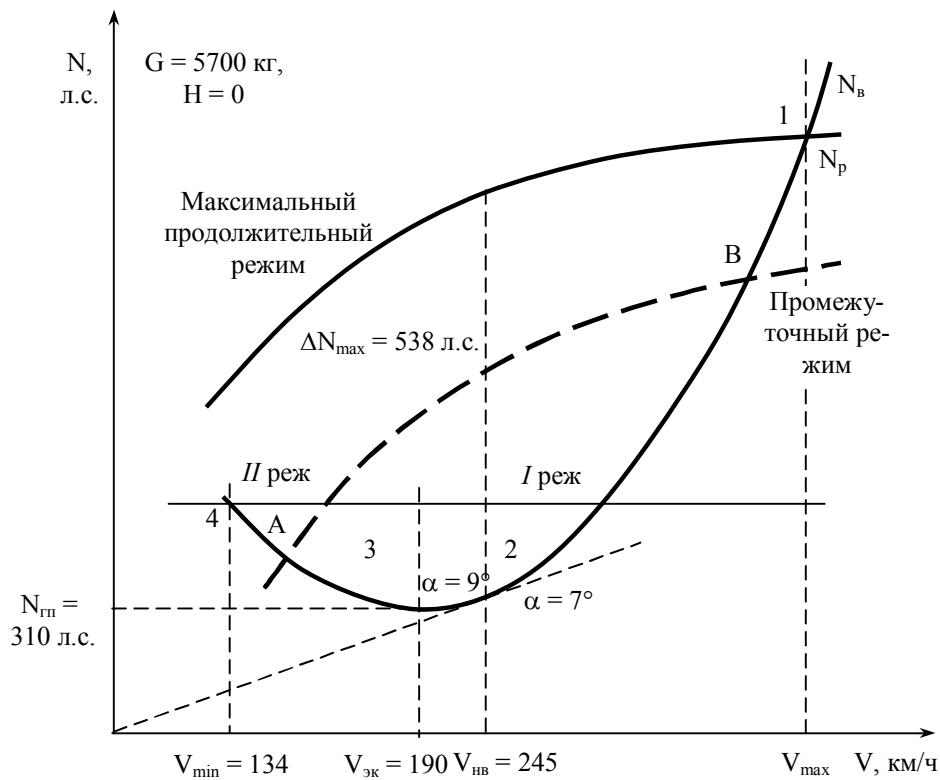


Рис. 2. Кривые потребных и располагаемых мощностей горизонтального полета

Ограничения скорости горизонтального полета следующие: $V_{\max}^{\text{расч}} = 410$ км/ч на $H = 3000$ м; $V_{\max}^{\text{эк}} = 355$ км/ч на $H = 3000$ м; $V_{\min}^{\text{практ}} = 220$ км/ч на $H \geq 400$ м с двумя работающими двигателями; $V_{\min}^{\text{практ}} = 190$ км/ч на $H \geq 400$ м с одним работающим двигателем. За практически минимальную скорость в соответствии с нормами летной годности принимают так называемую минимально допустимую скорость полета.

Для самолета Л-410 УВП эта скорость равна 220 км/ч, что составляет $1,6 \cdot V_{\min}$ или $1,4 \cdot V_{\text{предупреждения}}$, т.е. эта скорость установлена со значительным запасом от V_{\min} , что способствует полному обеспечению безопасности полета.

При отказе одного двигателя скорости сваливания практически остаются такие же, как и при двухдвигательном полете. Однако из-за недостаточной энерговооруженности самолета $V_{\min}^{\text{доп}} = 190$ км/ч, что составляет $1,34 \cdot V_{\text{св}}$. Эта скорость также соответствует нормам летной годности самолетов и обеспечивает безопасность полета при одном отказавшем двигателе.

Количество топлива, необходимое для выполнения полета, определяется согласно следующей формуле:

$$G_{\text{т общ}} = k_{\text{кзт}} (G_{\text{т рул}} + G_{\text{т взл}} + G_{\text{т наб}} + G_{\text{т гор}} + G_{\text{т сниж}} + G_{\text{т пос}} + \text{АНЗ}), \quad (7)$$

где $G_{\text{т общ}}$ - общий расход топлива, кг;

$G_{\text{т рул}}$ - расход топлива при рулении перед взлетом и после посадки;

$G_{\text{т взл}}$ - количество топлива, потребное для взлета до высоты $H = 400$ м;

$G_{\text{т наб}}$ - количество топлива для набора высоты с $H = 400$ м до крейсерского эшелона;

$G_{\text{т гор}}$ - количество топлива, необходимое для горизонтального участка полета;

$G_{\text{т сниж}}$ - количество топлива, потребное для снижения с крейсерского эшелона до высоты круга $H = 400$ м;

$G_{\text{т пос}}$ - количество топлива потребное для посадки с высоты $H = 400$ м;

АНЗ - аэронавигационный запас топлива;

$k_{\text{кзт}}$ - коэффициент, учитывающий компенсационный запас топлива.

Часовой расход и километровый расход топлива вычисляются по формулам:

$$C_h = C_e \cdot N_e = C_e \frac{N_n}{\eta_e}, \quad (8)$$

$$C_k = \frac{C_h}{3,6 \cdot V}, \quad (9)$$

где C_e - удельный расход топлива в килограммах за один час на один киловатт мощности,

N_e - эффективная мощность двигателя;

η_e - коэффициент полезного действия воздушного винта.

У ТВД с увеличением воздушной скорости растет реактивная мощность. Кроме того, при уменьшении степени дросселирования вместе с ростом полной мощности увеличивается коэффициент полезного действия двигателя и уменьшается расход

топлива. Поэтому $C_{h \min}$ для самолета с ТВД будет при скорости полета несколько большей, чем $V_{эк}$, а $C_{к \min}$ при скорости полета больше, чем $V_{нв}$.

С увеличением высоты полета (при $V = \text{const}$) уменьшаются и часовой и километровой расходы - на больших высотах двигатель работает экономичнее, поэтому максимальная дальность достигается на высоте близкой к практическому потолку.

Анализ кривых зависимостей километровых расходов топлива от скорости полета на разных высотах [16] позволяет сделать следующие выводы:

– с увеличением высоты полета километровой расход топлива уменьшается;

– с увеличением скорости полета величина C_k увеличивается.

Километровый расход топлива при полном полетном весе у земли составляет 0,76 кг/км [16]. Наивыгоднейшая высота крейсерского полета определяется минимумом себестоимости перевозок. Она зависит от расстояния между аэропортами взлета и посадки, полетного веса самолета, скорости и направления ветра. Высота крейсерского полета самолета Л-410 УВП – 3000 м. Часовые расходы топлива самолета с двумя работающими двигателями при полетной массе 5700 кг и более представлены в табл. 3.

Таблица 3

Характеристики самолета

Высота полета, м	Скорость полета, км/ч	Часовой расход, кг/ч
1800	250	261,4
	310	347,6
3000	250	249,2
	310	345,7

Определение потребного количества топлива обосновывается для двух рекомендуемых режимов полета. В случае коротких трасс, когда потребное количество топлива небольшое и не уменьшает коммерческую нагрузку, рекомендуется применение максимального крейсерского режима. На более длинных трассах, когда потребное количество топлива такое, что необходимо уменьшать коммерческую нагрузку, выгодно использовать экономический режим полета. В этом случае крейсерская скорость ниже, однако, перевозимая коммерческая нагрузка выше, чем в случае использования максимального крейсерского режима. В целях повышения экономичности крейсерского полета его целесообразно выполнять на режиме работы двигателей 0,8 максимального продолжительного режима. В диапазоне высот 1800...3000 м приборная скорость полета составляет 270...240 км/ч. В особых случаях крейсерского полета допускается использование чрезвычайного режима силовой установки.

На основе разработанной методики оценки технических характеристик турбовинтового двигателя в

системе легкого регионального пассажирского самолета методики разработан модульный программный комплекс, который включает блоки исходных данных по самолету и двигателю, профиля полета, расчета аэродинамических характеристик, расчета полетных и технико-экономических характеристик, анализа полученных результатов.

Для верификации программного комплекса по известным геометрическим и весовым данным самолета типа Л-410 расчетным путем получены аэродинамические характеристики самолетов Л-410М и Л-410 УВП. Сравнение расчетных данных с экспериментальными проведено по [15, 16]. Для учета влияния на аэродинамические коэффициенты обдувки крыла воздушными винтами на крейсерском режиме полета введены в расчет диаметр и частота вращения воздушного винта, относительная поступь винта, эквивалентная мощность двигателя, эквивалентный удельный расход топлива, коэффициент полезного действия воздушного винта. Для самолета Л-410УВП коэффициент полезного действия винта принят из [16] с тем допущением, что снижение оборотов ротора двигателя до оборотов крейсерского режима не существенно влияет на величину коэффициента полезного действия винта. Эквивалентный удельный расход топлива двигателя получен из известных характеристик двигателя WALTER M601D.

Максимальное аэродинамическое качество самолета при убранных шасси и закрылках составляет 14 единиц при угле атаки $\alpha \approx 7^\circ$ [16], а расчетное максимальное качество самолета (рис. 3) при убранных шасси и закрылках составило 14,086 единиц при угле атаки $\alpha \approx 7,4311^\circ$. Угол нулевой подъемной силы, полученный в расчете составляет $\alpha_0 \approx -2,6^\circ$, а в работе [16] $\alpha_0 \approx -2^\circ$ (рис. 4).

Сравнение расчетных данных по самолету Л-410 М проводилось с данными работы [17]. Данные, полученные в результате расчета и используемые при построении диаграммы сведены в табл. 4.

Таблица 4

Данные диаграммы
“Длина горизонтального участка –
Коммерческая нагрузка” самолета Л-410М

Длина горизонтального участка, км				Полезная нагрузка, кг	$N_{нас}$, чел
Расчет 1	Расчет 2	Расчет 3	[1]		
1	2	3	4	5	6
320	320	320	320	1400	Макс. загр.
365	365	365	365	1360	17
455	455	455	460	1280	16
545	545	545	555	1200	15
640	640	640	655	1120	14

Окончание табл. 4

1	2	3	4	5	6
735	735	735	750	1040	13
820	820	820	845	960	12
912	824	1010	940	880	11
1000	826	1020	1040	800	10
1035	855	1090	1060	0	0

В табл. 4 представлены:

– данные РЛЭ – максимальный крейсерский режим полета [17];

– расчет 1 – максимальный крейсерский режим на высоте полета $H=3000$ м, $m_{взл} = 5700$ кг, без учета ограничения максимальной массы заправляемого топлива $m_T = 1020$ кг;

– расчет 2 – максимальный крейсерский режим с учетом ограничения максимальной массы заправляемого топлива ($m_T = 1020$ кг) при уменьшенной $m_{взл}$ на 80, 160, и 800 кг для случая перевозки 11, 10 и 0 пассажиров соответственно;

– расчет 3 – экономичный режим с учетом ограничения максимальной массы заправляемого топлива ($m_T = 1020$ кг) для случая перевозки 11, 10 и 0 пассажиров при уменьшенной взлетной массе на 80, 160 и 800 кг, соответственно.

Время выполнения и расходы топлива для взлета и посадки заимствованы с незначительной корректировкой из Руководства по летной эксплуатации самолета Л-410 УВП Э, вертикальная скорость набора высоты, снижения получены из [16] (введено ограничение вертикальной скорости 3 м/с), расходы топлива для этих этапов также заимствованы из [16].

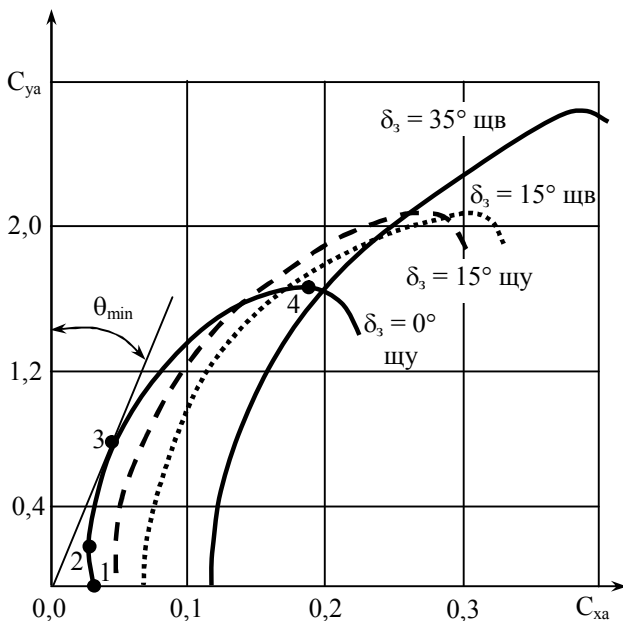


Рис. 3. Поляры самолета Л-410УВП (шв – шасси выпущено, шу – шасси убрано)

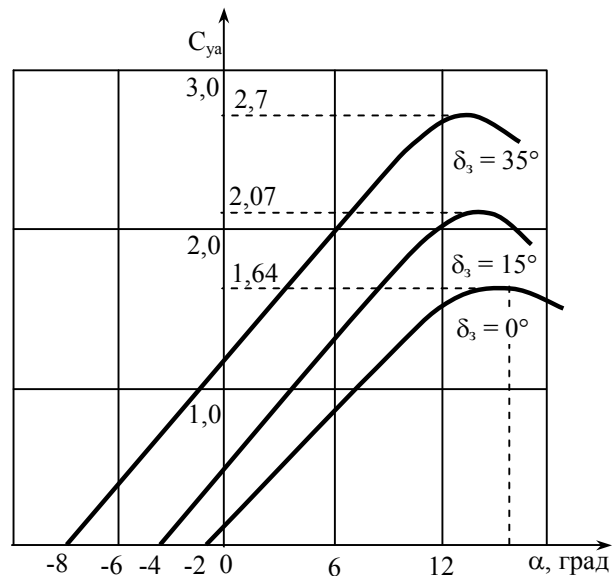


Рис. 4. Зависимость $C_{ya} = f(\alpha)$ при различных положениях закрылков

На рис. 5 представлена полученная диаграмма “Длина горизонтального участка полета – Коммерческая загрузка” самолета Л-410 М при одинаковых режимах взлета, набора высоты, снижения, посадки и аэронавигационном запасе топлива 100 кг.

На рис. 6 представлена полученная диаграмма “Длина горизонтального участка полета – Коммерческая нагрузка” для самолета Л-410 УВП при одинаковых режимах взлета, набора высоты, снижения, посадки и аэронавигационном запасе топлива 150 кг. Данные, полученные в результате расчета и используемые при построении диаграммы сведены в табл. 5.

Таблица 5

Данные, используемые для построения диаграммы “Длина участка – Коммерческая загрузка” самолета Л-410 УВП

Длина горизонтального участка, км				Полезная нагрузка, кг	$N_{пас}$, чел.
Расчет 1	Расчет 2	Расчет 3	Данные РЛЭ [16]		
385	385	425	395	1310	Макс. загр.
510	510	560	515	1200	15
600	600	660	605	1120	14
690	690	760	695	1040	13
735	780	860	785	960	12
740	870	965	860	880	11
765	900	1035	895	0	0

В табл. 5 представлены:

– данные РЛЭ [16] на максимальном крейсерском режиме полета.

– расчет 1 – максимальный крейсерский режим с учетом ограничения максимальной массы заправ-

ляемого топлива ($m_T = 1000$ кг) при уменьшенной $m_{взл}$ на 40, 80, 160 и 800 кг для случая перевозки 12, 11, 10 и 0 пассажиров, соответственно;

– расчет 2 – максимальный крейсерский режим, без учета ограничения максимальной массы заправляемого топлива $m_T = 1000$ кг;

– расчет 3 – экономичный режим, без учета ограничения максимальной массы заправляемого топлива $m_T = 1000$ кг.

К особенностям представленного подхода относится наличие расчета стоимости жизненного цикла двигателя в системе самолета с учетом:

– затрат на разработку самолета и двигателя в зависимости от их проектных параметров;

– расчета потребности в двигателях с учетом показателей надежности и ресурса для технической эксплуатации по состоянию или по состоянию с отработкой фиксированного ресурса;

– расчета составляющих амортизационных расходов на самолет и двигатель;

– расчета затрат на техническое обслуживание и ремонт самолета и двигателей по отдельным составляющим.

На основе расчетных и статистических данных определяются значения цены и себестоимости планера самолета, стоимость разработки планера, цена

производства всего парка планеров самолета, потребные капиталовложения для всего парка планеров самолетов.

Стоимость жизненного цикла двигателя силовой установки вычисляется с учетом:

– эксплуатации по техническому состоянию с отработкой фиксированного ресурса;

– расходов на реновацию, приведенных к летному часу;

– капиталовложений в производство двигателей с учетом затрат на запасные части;

– затрат на капитальный ремонт всех двигателей парка за жизненный цикл;

– себестоимости капитального ремонта всех двигателей за жизненный цикл;

– амортизационных отчислений на капитальный ремонт двигателей, приходящиеся на летный час,

– затрат на периодическое обслуживание двигателя за время отработки им межремонтного ресурса;

– затрат на техническое обслуживание и ремонт за весь жизненный цикл и др.

Исходными данными для проведения исследований являются конструктивные, весовые, технические, ресурсные и экономические данные по ЛА и его силовой установке.

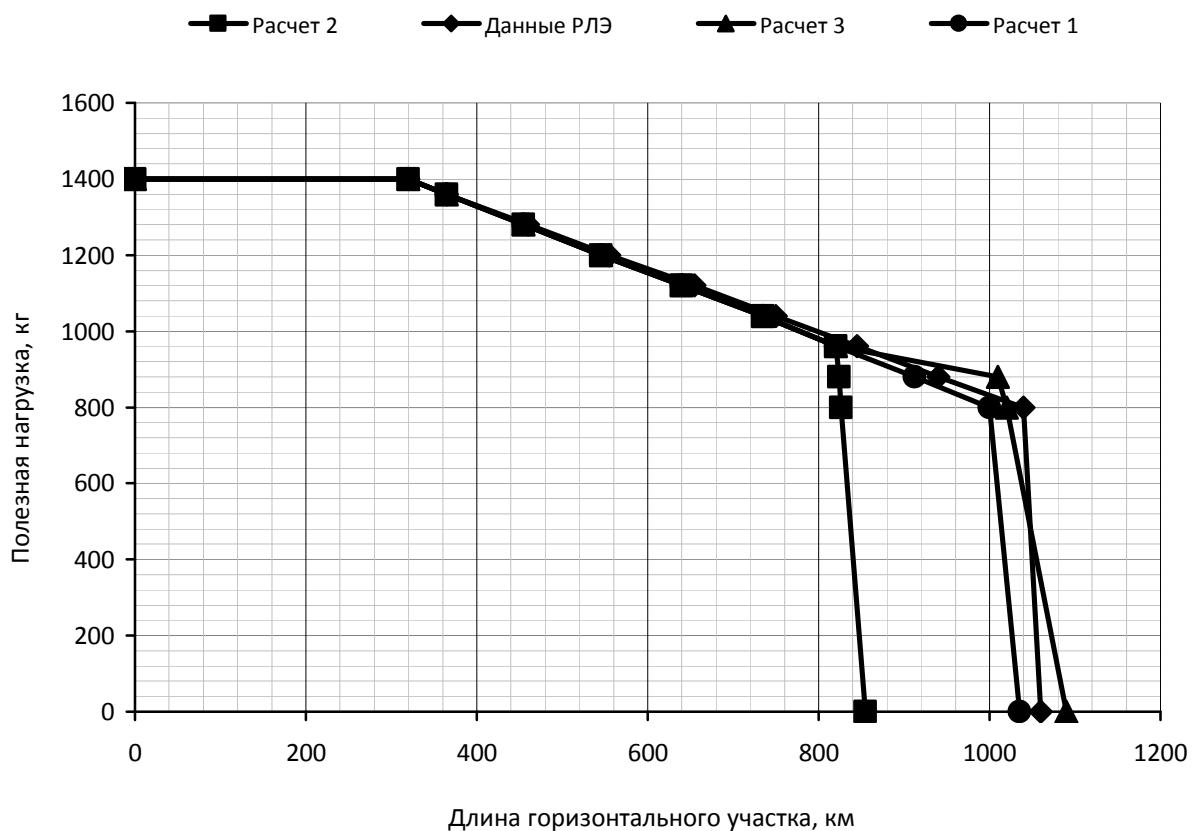


Рис. 5. Диаграмма “Длина горизонтального участка – Коммерческая нагрузка” для самолета Л-410М ($H=3000$ м, $m_{взл}=5700$ кг).

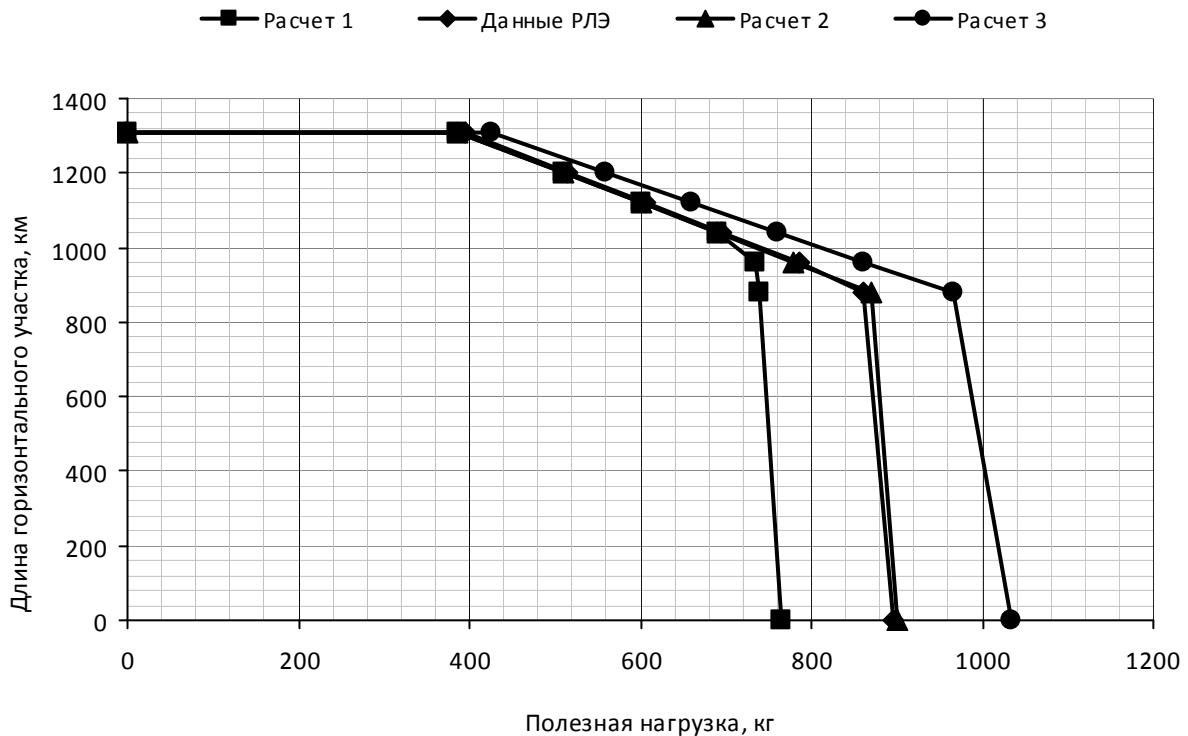


Рис. 6. Диаграмма “Длина горизонтального участка полета – Коммерческая нагрузка” для самолета Л-410УВП ($H=3000$ м, $m_{взл}=5800$ кг).

Выводы по исследованию

Анализ представленных результатов позволяет сделать следующие выводы:

1. Совпадение расчетных данных с данными работы [17] удовлетворительное. Следует отметить, что максимальный крейсерский режим полета для сравнения сложен, поскольку полетные коэффициенты подъемной силы занижены, погрешность в их определении приводит к большим погрешностям в определении аэродинамического качества, чем в области $C_{ya} \geq 0,5 \dots 0,7 C_{ya \max K}$. В области больших скоростей малая погрешность в задании скорости приводит к большей погрешности в определении аэродинамических характеристик, чем в области малых скоростей.

2. Учет ограничения максимальной массы заправляемого топлива существенно уменьшает длину горизонтального участка полета. При этом угол наклона зависимости “Длина горизонтального участка – Коммерческая нагрузка” определяется изменением дальности полета только по причине уменьшения индуктивного сопротивления при уменьшении взлетной массы самолета, а не изменением располагаемого запаса топлива при ограничении максимальной массы заправляемого топлива.

3. Изменение режима полета на экономический также изменяет угол наклона зависимости “Длина горизонтального участка – Коммерческая нагрузка”,

однако в меньшей степени, что объясняется увеличением дальности полета по причине приближения полетных коэффициентов подъемной силы к оптимальным для крейсерского полета $C_{ya} = 0,71 C_{ya \max K}$ [7].

Так, коэффициент подъемной силы на начальном этапе горизонтального полета для максимального крейсерского режима $C_{ya} \approx 0,37$, тогда как для экономического режима $C_{ya} \approx 0,565$. Коэффициент полезного действия воздушного винта и эквивалентный удельный расход топлива двигателя при этом несколько ниже, чем для максимального крейсерского режима.

Таким образом, разработанная методика позволяет проводить параметрические исследования влияния режима работы двигателя, режима работы воздушного винта, выбранного режима полета на характеристики дальности и продолжительности полета легкого регионального пассажирского самолета.

Перспективы дальнейших исследований

На основе разработанной методики планируется провести исследования летно-технических и экономических характеристик существующих и перспективных региональных пассажирских самолетов с разными типами двигателей в составе силовой установки.

Список литературы

1. Региональные авиaperезовки [Электронный ресурс]. – Режим доступа : <http://www.ato.ru/category/rubric/regionalnye-aviapererezovki>.
2. Большие страсти по маленьким самолетам [Электронный ресурс]. – Режим доступа : <http://www.ato.ru/category/press-releases/content>.
3. Чернышев С.Л. Формирование облика семейства легких многоцелевых самолетов для местных воздушных линий России [Текст] / С.Л. Чернышев, А.И. Дунаевский, А.В. Редькин, Ю.С. Михайлов // Полет, 2013. – № 8. – С. 72–79.
4. Логинов В.В. Комплексный подход по формированию технического облика силовой установки, интегрируемой в планер, при синтезе летательного аппарата [Текст] / В.В. Логинов // Интегровані технології та енергозбереження. – Х.: НТУ "ХП", 2009. – Вип. 2. – С. 88–99.
5. Работы ведущих авиационных двигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей [Текст] / Под общей ред. В.А. Скибина. – М.: ЦИАМ, 2004. – 254 с.
6. Jane's Aero-Engines [Текст] / Edited by Bill Gunston. – OBE, FRAeS, March, 2005. – 750 p.
7. Проектирование самолетов [Текст] / С.М. Егера, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др.; под ред. С.М. Егера. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
8. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов [Текст] / Э. Торенбик. – М.: Машиностроение, 1983. – 648 с.
9. Флоров И.Ф. Методы оценки эффективности применения двигателей в авиации [Текст] / И.Ф. Флоров // Труды ЦИАМ № 1099. – 1985. – 260 с.
10. Югов О.К. Основы интеграции самолета и двигателя [Текст] / О.К. Югов, О.Д. Селиванов. – М.: Машиностроение, 1989. – 304 с.
11. Краснов Н.Ф. Основы аэродинамического расчета [Текст] / Н.Ф. Краснов. – М.: Высшая школа, 1981. – 496 с.
12. Павловец Г.А. Расчет аэродинамических характеристик профиля при дополнительном обдуве струей сжимаемого газа [Текст] / Г.А. Павловец, Л.Г. Ивантеева // Труды ЦАГИ, 1984. – Вып. 2235. – С. 32–45.
13. Золотко Е.М. Исследования по повышению эффективности системы обдува на крупномасштабной модели самолета с работающими двигателями [Текст] / Е.М. Золотко, В.Я. Михеев, Л.Н. Набатов, И.К. Ромашкин // Труды ЦАГИ. – 1989. – Вып. 2431. – 32 с.
14. Золотко Е.М. Подъемная сила крыла, обдуваемого струей от винтов, при изменении коэффициента нагрузки на ометаемую винтом площадь от 0 до ∞ [Текст] / Е.М. Золотко // Труды ЦАГИ, 1984. – Вып. 2235. – С. 3–10.
15. Ковалев А.И. Самолет Л-410УВП: Конструкция и летная эксплуатация – М.: Транспорт, 1988. – 86 с.
16. Белогузов В.С. Практическая аэродинамика самолета Л-410УВП [учебное пособие] / В.С. Белогузов. – Кировоград: ГЛАУ, 2001. – 108 с.
17. Одстрчил Л. Turbolet L410 M. Легкий пассажирский самолет для местных воздушных линий / Л. Одстрчил. – Прага: ПРОПАГАЧНИ ТВОРБА, 1979. – 36 с.

Поступила в редколлегию 24.02.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.А. Калкманов, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков.

МЕТОДИКА ОЦІНКИ ТЕХНІКО-ЕКОНОМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТУРБОГВИНТОВОГО ДВИГУНА В СИСТЕМІ ЛЕГКОГО РЕГІОНАЛЬНОГО ПАСАЖИРСЬКОГО ЛІТАКА

В.В. Логінов, Є.О. Українець, І.Ф. Кравченко, О.В. Єланський

Приведена методика оцінки техніко-економічних характеристик турбогвинтового двигуна в системі легкого регіонального пасажирського літака. На основі розробленої методики створено модульний програмний комплекс, який включає блоки початкових даних по літаку і двигуну, профіль польоту, розрахунок аеродинамічних характеристик літака з вибраним двигуном, розрахунок льотно-технічних і техніко-економічних характеристик, аналіз отриманих результатів. Для верифікації розробленої методики розраховані основні аеродинамічні характеристики літаків Л-410М і Л-410УВП, експлуатаційні та економічні величини, побудовані діаграми "довжина горизонтальної ділянки польоту - комерційне навантаження". Показано задовільне узгодження експериментальних і розрахункових даних.

Ключові слова: легкий регіональний літак, легкий пасажирський літак, місцеві повітряні лінії, турбогвинтовий двигун, авіаційна силова установка, техніко-економічні характеристики, інтеграційні властивості.

ENGINEERING-AND-ECONOMICAL PERFORMANCE ESTIMATION METHODIC OF A LIGHT DOMESTIC AIRLINER - TURBOPROP ENGINE SYSTEM

V.V. Loginov, E.A. Ukrainetc, I.F. Kravchenko, A.V. Yelanskiy

A methodic of estimation of a technical and economic performance of a turboprop engine in the system of a light regional passenger airplane is presented. On the basis of the developed methodic a module program complex including initial data blocks of an airplane and engine, type of flight, calculation of aerodynamic characteristics of an airplane with the chosen engine, calculation of an aircraft performance characteristics and engineering-and-economical performance, analysis of the obtained results is created. For verification of the developed methodic main aerodynamic characteristics of the L-410M and L-410 UVP airplanes, service and economic data are calculated, "length of horizontal flight – payload" diagrams are built. The satisfactory concordance of experimental and calculation data is shown.

Keywords: domestic airliner, light passenger airplane, local air-traffics, turboprop engine, power-plant, engineering-and-economical performance, integrative properties.