

УДК 621.45.02.024:05.054

В.В. Логинов¹, Е.Ю. Иленко¹, Р.И. Митяй², А.В. Еланский³¹ Харьковський університет Воздушних Сил імені Івана Кожедуба, Харків² Центральний науково-дослідницький інститут озброєння і військової техніки, Київ³ Головне підприємство "Івченко-Прогрес", Запоріжжя

ПУТИ УЛУЧШЕНИЯ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА НА ОСНОВЕ ЗАМЕНЫ ДВИГАТЕЛЯ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

В статье рассмотрен подход к решению задачи улучшения летно-технических характеристик транспортного самолета на основе выбора и замены двигателя силовой установки. В качестве объекта исследования принят транспортный самолет типа Ан-124 "Руслан". Для проведения предварительных исследований выбрано 34 двигателя разных двигателестроительных фирм с тягой на взлетном режиме от 229 кН до 511 кН. Проведена оценка характеристик и технического совершенства выбранных двигателей в системе самолета. Для дальнейших разработок конструктивно-компоновочных решений модернизированного транспортного самолета рекомендовано 7 двигателей из всех исследованных. Показано сравнение удельных характеристик двигателей, которые возможно установить на транспортный самолет. Показаны результаты исследований характеристик ЛА с разными двигателями силовой установки.

Ключевые слова: двигатель, силовая установка, интеграция, согласование характеристик, военно-транспортный самолет.

Введение

Перспективные транспортные самолеты, а также их модификации, создаются в сложных современных условиях, характеризующихся ограниченным финансированием, конкурентной борьбой на мировом рынке авиатехники, быстрой сменой поколений самолетов и двигателей к ним. При модернизации существующих и разработке новых транспортных самолетов детально анализируются не только потребности страны, но и возможная конъюнктура мирового авиационного рынка. Перспективный самолет должен удовлетворять современным технико-экономическим требованиям и представлять интерес для потенциальных зарубежных заказчиков с возможностью последующей модернизации.

Постановка задачи. Большинство стран мира заинтересованы, в первую очередь, в самолетах с высокой топливной эффективностью. Поэтому в процессе модернизации самолета практически неизбежна замена двигателя в силовой установке. Данная задача представляет определенные трудности, что связаны с появлением новых интегративных свойств у самолета с новыми двигателями [1]. Необходимо детально изучить и знать характеристики сразу двух подсистем ЛА – планера и силовой установки.

Анализ последних исследований и публикаций. По состоянию на 2007 год, самолет типа Ан-124 "Руслан" (рис. 1) эксплуатируют пять коммерческих компаний мира и среди них в Украине – компания "Авиалинии Антонова" имеет 7 самолетов данного типа.

В Украине в составе военно-транспортной авиации самолетов Ан-124 нет, а в России на во-

оружении находится более 20 самолетов. За последние 20 лет проводится модификация самолетов [2].

Ан-124-100 – коммерческий транспортный самолет.

Ан-124-100М – модификация самолета Ан-124-100 с модернизированным бортовым РЭО и уменьшенным составом экипажа (от 4 до 8 человек).

Ан-124-100М-150 – модификация самолета Ан-124-100 с модернизированным бортовым РЭО и повышенной грузоподъемностью до 150 тонн. Состав экипажа от 4 до 8 человек.



Рис. 1. Самолет Ан-124 "Руслан"

Ан-124-200 – модернизация самолета с двигателями RB211-524H-T фирмы Rolls-Royce. Цифровое бортовое РЭО. Стеклокабина. Экипаж 3 человека. Установлены системы предупреждения столкновения с землей EGPWS и спутниковой связи SATCOM.

Ан-124-210 – модернизация самолета Ан-124-200 с двигателями CF6-80C2 фирмы General Electric.

Ан-124-300 – модернизированный Ан-124-200, находится в стадии разработки. Будет иметь усиленную конструкцию удлиненного на 6 метров фюзеляжа и пола грузового отсека, изменено хвостовое

оперение. Будут установлены новые двигатели тягой в пределах 27...28 т, увеличена грузоподъемность до 150 тонн. Дальность полета самолёта составит 4000 км при максимальной загрузке и 15000 км без коммерческой нагрузки. Экипаж будет сокращен до 3...4 человек.

Существует информация о разработке для Ан-124-300 двух новых двигателей: НК-65, использующего узлы двигателей НК-93 и НК-32 с тягой до 30 тонн; Д-18Т серии 5, являющегося глубокой модернизацией двигателя Д-18Т с тягой 28...32 тонны.

В августе 2007 года подписано соглашение о возобновлении серийного производства самолетов типа Ан-124. Однако из-за ряда причин, в том числе и выбора двигателя силовой установки, программа восстановления производства самолета Ан-124 "Руслан" на ульяновском авиазаводе "Авиастар-СП" отодвинута на 2016 г. В связи с этим, актуальной является задача улучшения летно-технических характеристик транспортного самолета на основе выбора и замены двигателя силовой установки.

Целью статьи является определение предварительного параметрического облика двигателя силовой установки в системе самолета типа Ан-124.

Основной материал

В качестве объекта исследования был принят транспортный самолет типа Ан-124 "Руслан", его основные летно-технические характеристики (ЛТХ) приведены в табл. 1.

Таблица 1
Основные характеристики самолета Ан-124

Скорость максимальная, км/ч	865
Скорость крейсерская, км/ч	800
Практический потолок, м	12000
Дальность перегоночная, км	16500
Длина разбега при нормальной взлетной массе, м	2520
Длина пробега при максимальной посадочной массе, м	900
Максимальная взлетная масса, кг	405000
Максимальная полезная нагрузка, кг	150000
Масса пустого самолета, кг	180000
Площадь крыла, м ²	628
Кол-во двигателей, тип	4×ТРДД Д-18Т
Тяга двигателя взлетная, Н	229476

Исследование ЛТХ транспортного самолета типа Ан-124 "Руслан" проводилось с помощью разработанного комплексного метода формирования параметрического облика силовой установки в системе ЛА [3, 4]. Для предварительного исследования конструктивно-компоновочной схемы ЛА введем ограничения и допущения:

1. Параметры, показатели и характеристики рассчитываются на крейсерском режиме полета – $H_{п}=11000$ м, $M_{п}=0,8$.

2. Не учитывается экономический эффект при замене двигателя и систем, которые обеспечивают работу двигателя.

3. При замене двигателя в СУ габаритные и массовые характеристики планера не изменяются.

4. При замене двигателя предполагаем, что все системы, которые находятся на самолете, обеспечивают нормальную работу двигателя.

Для обеспечения взлетной тяговооруженности транспортного самолета Ан-124 "Руслан" величина тяги нового двигателя на взлетном режиме выбиралась не меньше, чем у двигателя Д-18Т. Поэтому для проведения исследований выбрано 34 двигателя разных двигателестроительных фирм с тягой на взлетном режиме от 229 до 511 кН [5-7].

Основными требованиями, которые предъявляются к двигателю и силовой установке самолета транспортной авиации являются: минимальный расход топлива, высокая надежность, малая удельная масса, низкая трудоемкость при производстве и эксплуатации, а также соответствие требованиям ИКАО по шуму и выбросам вредных веществ. В качестве основных параметров технико-экономической эффективности изолированного двигателя принимают удельный расход топлива и удельную массу ГТД [8, 9].

В настоящее время затраты на топливо составляют больше 50 % от всех прямых эксплуатационных затрат [10, 11]. Поэтому при определении типа двигателя и параметров его рабочего процесса основным, определяющим параметром, является расход топлива на перевозку единицы транспортной продукции на 1 км – показатель топливной эффективности самолета [10]:

$$\epsilon_{п} = \frac{G_{т}}{G_{ком} L_{п}}, \quad (1)$$

где $G_{т}$ – вес топлива, которое расходуется за полет;

$G_{ком}$ – заданная коммерческая нагрузка самолета;

$L_{п}$ – расчетная дальность полета.

При проектировании самолета выбирается тот двигатель, который обеспечивает его летно-технические характеристики при минимальной величине $\epsilon_{п}$ и наименьших сводных эксплуатационных затратах. Расход топлива за время t на крейсерском режиме полета самолета составляет $G_{т}=C_{уд} \cdot P_{т}$, где $C_{уд}$ и P являются осредненными значениями удельного расхода топлива и внутренней тяги двигателя за один рейс на крейсерском режиме полета.

Потребная тяга для полета самолета с заданной скоростью численно равна аэродинамическому сопротивлению самолета, откуда суммарное внешнее сопротивление гондол рассчитывается по формуле

$$X_{r\Sigma} = C_{x_r} \cdot F_r \cdot q_{\text{пот}}, \quad (2)$$

где C_{x_r} – коэффициент аэродинамического сопротивления гондол силовой установки;

F_r – площадь миделя гондол;

$q_{\text{пот}}$ – скоростной напор потока.

Для постоянных режимов полета, на которых подъемная сила равняется массе самолета, справедливо выражение для массы топлива, которое расходуется за полет

$$G_T = C_{уд} \cdot P = C_{уд} (X_{ла} - X_{r\Sigma}), \quad (3)$$

или

$$G_T = C_{уд} \left(\frac{G_{ла}}{K_{кр}} + C_{x_r} F_r q_{\text{пот}} \right), \quad (4)$$

где $G_{ла}$ – средний вес самолета за время полета;

$X_{ла}$ – аэродинамическое сопротивление самолета;

$X_{r\Sigma}$ – суммарное аэродинамическое сопротивление гондол силовых установок;

$K_{кр} = (0,85...0,9) K_{\text{мах}}$ – аэродинамическое качество самолета на крейсерском режиме полета.

С учетом выражения (4) критерий топливной эффективности [10] будет равен

$$\varepsilon_{\text{п}} = \frac{C_{уд} \left(\frac{G_{ла}}{K_{кр}} + C_{x_r} F_r q_{\text{пот}} \right)}{G_{\text{ком}} L_{\text{п}}}, \quad (5)$$

Из формулы (5) видно, что чем меньше величина удельного расхода топлива $C_{уд}$, тем ниже значение критерия $\varepsilon_{\text{п}}$ и тем выше топливная эффективность (экономичность) самолета.

Критерий технико-экономической эффективности самолета зависит от многих взаимосвязанных факторов.

Например, увеличение степени двухконтурности ТРДД уменьшает $C_{уд}$, но при этом возрастают диаметр вентилятора и внешнее сопротивление этой силовой установки, которая уменьшает эффективную тягу двигателя. Поэтому для определения расчетных значений параметров рабочего процесса двигателя необходимо знать как они влияют не только на $C_{уд}$, но и на параметры эффективности самолета – взлетную массу самолета M_0 , массу расходуемого топлива G_T и критерий топливной экономичности $\varepsilon_{\text{п}}$. Кроме того, при выборе двигателя силовой установки для данного самолета существуют определенные трудности, связанные с неоднозначностью оптимальных параметров рабочего процесса ГТД по принятым критериям эффективности двигателя и самолета, большим объемом информации для их общей математической модели.

Из выше рассмотренного можно сделать вывод, что рациональные значения параметров рабочего

процесса двигателя следует выбирать не только по величине $C_{уд \text{ min}}$, но и с учетом их влияния на параметры эффективности самолета – взлетную массу M_0 и топливную экономичность $\varepsilon_{\text{п}}$. По результатам вариантов исследований эффективности двигателя, определяют его параметры рабочего процесса, которые отвечают наилучшим значениям каждого из параметров эффективности двигателя и самолета. На основании полученных результатов определяется конкретный двигатель с заданными параметрами рабочего процесса, который удовлетворяет, в первую очередь, требованиям наименьшего расхода топлива.

В приведенных результатах исследования основными критериями для оценки эффективности замены двигателя были приняты показатель интеграции, максимальная теоретическая дальность крейсерского полета и максимальная топливная эффективность [3, 9, 10]. Исследованы технические характеристики и показатели транспортных самолетов из которых выделены только 7 для дальнейших проработок (табл. 2).

Результаты сравнения разных двигателей по их показателям и характеристикам представлены в табл. 3 и показаны на рис. 2–9.

Выводы по исследованию

Таким образом, с помощью комплексного метода могут быть проведены исследования по возможности замены ТРДД в силовой установке самолета типа Ан-124 и других типов транспортных самолетов.

Получены результаты с определением степени технического совершенства каждого двигателя.

Проведена оценка технического совершенства альтернативных вариантов двигателей в силовой установке, предложенных к разработке, и выбран из них наилучший.

Перспективы дальнейших исследований

Для дальнейших разработок конструктивно-компоновочных решений модернизированного транспортного самолета типа Ан-124 "Руслан" выделяются 7 двигателей из всех исследованных. Однако цена и стоимость часа жизненного цикла выделенных двигателей намного превышают значения указанных характеристик двигателя Д-18Т, который установлен на базовом варианте самолета.

С точки зрения обеспечения наилучших экономических и эксплуатационных характеристик, а также выполнения требований международных документов по безопасности полетов для самолетов данного класса, перспективной остается силовая установка с четырьмя двигателями Д-18Т, но с обязательным проведением ее глубокой модернизации.

Таблиця 2

Технические характеристики исследуемых двигателей силовой установки

Название двигателя	Количество исследуемых двигателей на ЛА	Тяга двигателя на взлете, Н	Тяга двигателя крейсерская, Н	Сухая масса двигателя, кг	Длина двигателя, м	Диаметр вентилятора, мм	Диаметр двигателя, мм	Площадь миделя гондолы СУ, м ²	Удельная масса двигателя, кг/Н	Удельный расход топлива на взлете, кг/(Н·ч)
Д-18Т	4	229770	50504	4100	5,4	2,937	3,128	7,685	0,0178	0,0352
RB211-524G/H-T	4	269600	52500	4277	3,175	2,192	2,334	4,281	0,0159	0,032
Тrent 895	4	422600	60050	5942	4,369	2,794	2,976	6,955	0,0141	0,0311
GP7200	4	311230	56190	6085	4,75	2,964	3,150	7,794	0,0196	0,029
CF6-80C2B8F	4	280200	50400	4522	4,267	2,692	2,867	6,456	0,0161	0,033
GE90-77B	4	342500	77850	6300	5,182	3,124	3,327	8,694	0,0184	0,029
GE90-115B	2	511600	98988	8283	7,29	3,256	3,442	9,306	0,0162	0,0347
PW4084	4	386000	78080	6768	4,868	2,6	3,001	7,074	0,0175	0,0336

Таблиця 3

Характеристики двигателя и планера ЛА

Название двигателя	Удельный расход топлива на крейсерском режиме, кг/(Н·ч)	Относительное удлинение гондолы СУ	Коэффициент аэродинамического сопротивления гондолы СУ	Процент сопротивления всего планера, %	Коэффициент аэродинамического сопротивления планера	Аэродинамическое качество ЛА на крейсерском режиме полета	Теоретическая дальность крейсерского полета	Показатель интеграции СУ и планера	Критерий топливной эффективности
Д-18Т	0,0589	1,899	0,00429	16,18	0,02652	19,4	4333,8	0,4854	3,84E-05
RB211-524G/H-T	0,0583	1,496	0,00205	7,71	0,02427	19,33	4785,3	0,3071	3,089E-05
Тrent 895	0,0571	1,615	0,00341	12,88	0,02564	18,30	4626,6	0,5402	3,346E-05
GP7200	0,0541	1,659	0,00388	14,63	0,02611	17,97	4797,0	0,5564	3,128E-05
CF6-80C2B8F	0,0598	1,637	0,00322	12,16	0,02545	18,44	4454,4	0,4241	3,601E-05
GE90-77B	0,0541	1,713	0,00441	16,64	0,02664	17,61	4701,2	0,8428	3,277E-05
GE90-115B	0,062	2,330	0,00152	5,74	0,02375	19,76	9197,6	1,2865	8,404E-06
PW4084	0,0605	1,784	0,00377	14,22	0,02600	18,05	4307,2	0,7046	3,869E-05

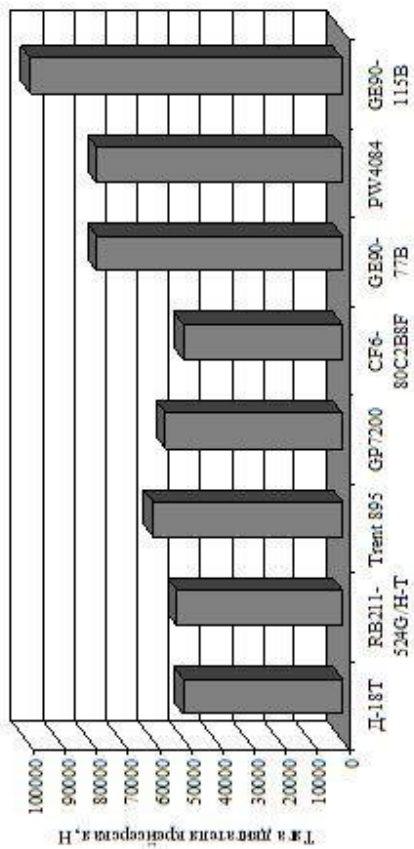


Рис. 2. Сравнение двигателей по скорости на крейсерском режиме

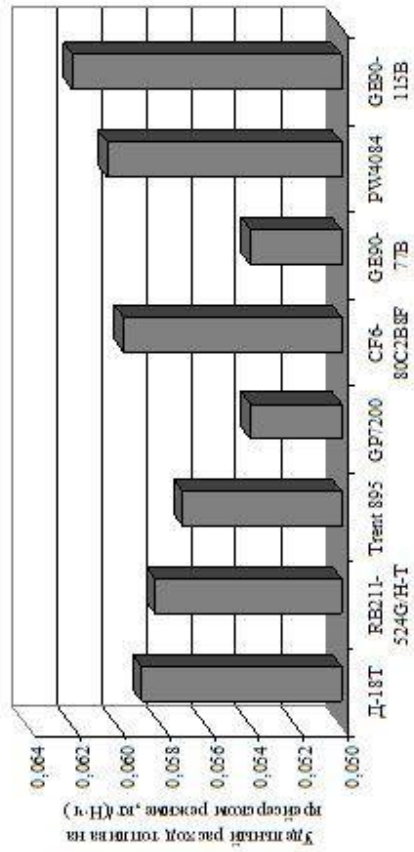


Рис. 3. Сравнение двигателей по удельному расходу топлива на крейсерском режиме

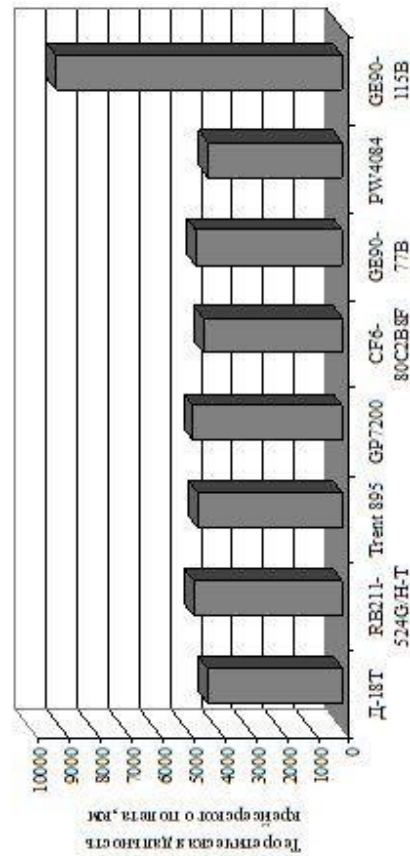


Рис. 4. Сравнение по теоретической дальности крейсерского полета

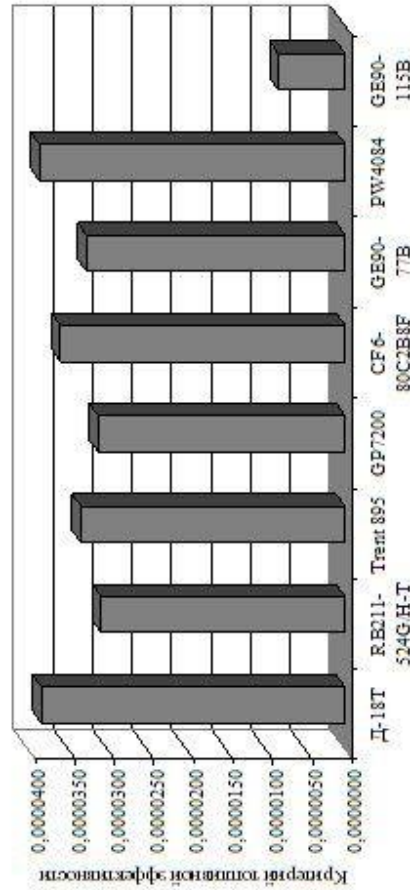


Рис. 5. Сравнение двигателей по критерию топливной эффективности

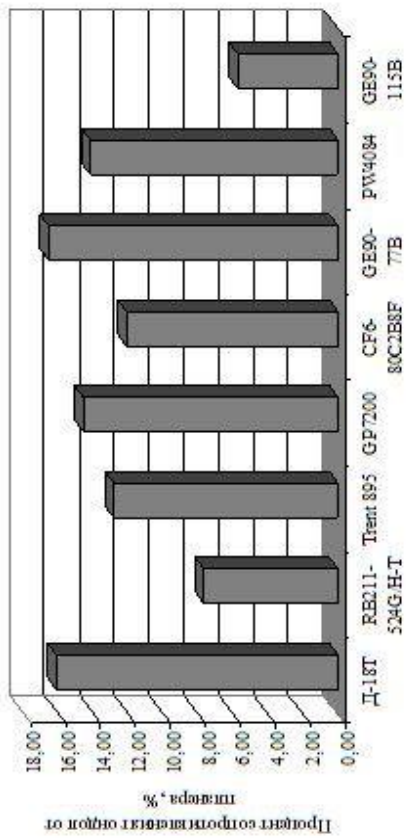


Рис. 6. Сравнение двигателей по аэродинамическому сопротивлению гондол в полете

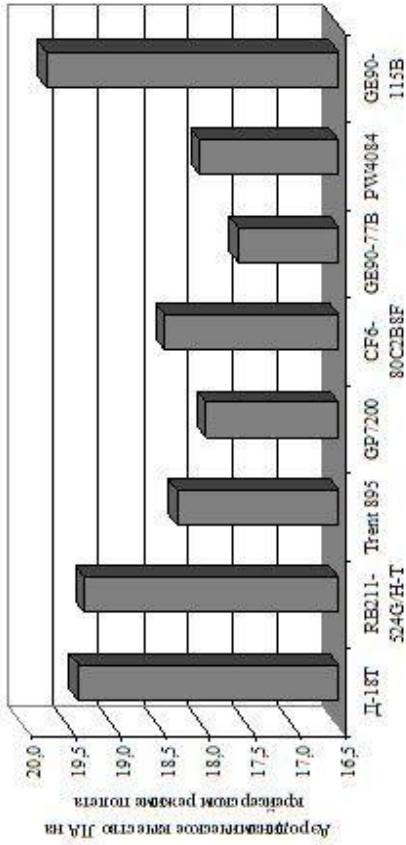


Рис. 7. Сравнение по аэродинамическому качеству на крейсерском режиме полета

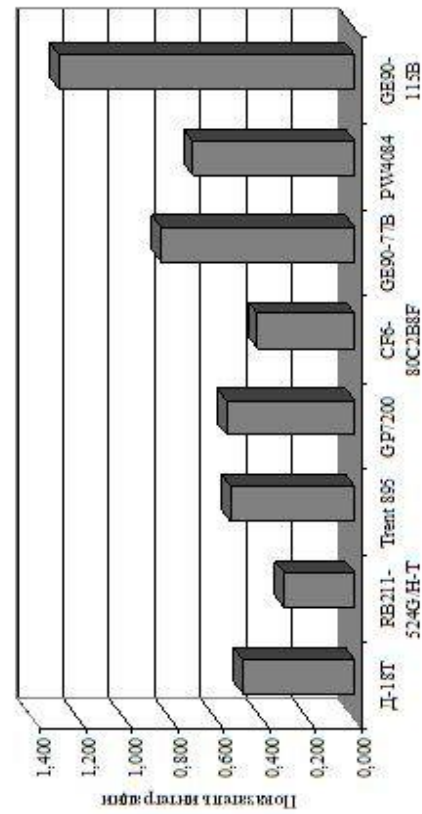


Рис. 8. Сравнение двигателей по показателю интеграции

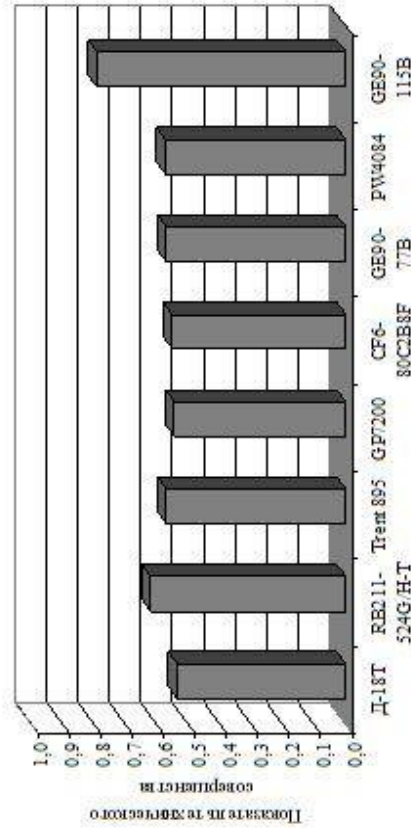


Рис. 9. Сравнение двигателей по показателю технического совершенства

Анализ конструктивно-компоновочной схемы данного двигателя позволяет выделить основные направления для улучшения технико-экономических характеристик:

– установка новой вентиляторной части и турбины на основе 3D-проектирования, что позволит увеличить тягу и ресурс двигателя;

– установка новой камеры сгорания, которая обеспечит удовлетворительный уровень эмиссии двигателя;

– замена выходного устройства на новое, что позволит приблизиться к выполнению современных и перспективных требований ИКАО по нормам шума.

Перечисленные мероприятия позволят улучшить не только технические и экономические характеристики двигателя, но и летно-технические характеристики самолета в целом.

– установка новой вентиляторной части и турбины на основе 3D-проектирования, что позволит увеличить тягу и ресурс двигателя;

– установка новой камеры сгорания, которая обеспечит удовлетворительный уровень эмиссии двигателя;

– замена выходного устройства на новое, что позволит приблизиться к выполнению современных и перспективных требований ИКАО по нормам шума.

Список литературы

1. Анилко О.Б. Интеграция силовой установки и планера как комплексная проблема синтеза летательного аппарата / О.Б. Анилко, В.В. Логинов // *Интегровані технології та енергозбереження*. – Х.: НТУ "ХПІ". – 2007. – №1. – С. 46–53.

2. Самолет Ан-124 "Руслан". / Википедия [Электронный ресурс]. – Режим доступа: к ресурсу <http://ru.wikipedia.org/wiki/Ан-124>.

3. Анилко О.Б. Коэффициент интеграции для анализа степени технического совершенства конструктивно-компоновочных решений летательного аппарата / О.Б. Анилко, В.В. Логинов // *Интегровані технології та енергозбереження*. – Харків: НТУ "ХПІ". – 2007. – №3. – С. 79–91.

4. Логинов В.В. Комплексный подход по формированию технического облика силовой установки, интегрируемой в планер, при синтезе летательного аппарата / В.В. Логинов // *Интегровані технології та енергозбереження*. – Х.: НТУ "ХПІ". – 2009. – №2. – С. 88–99.

5. *Jane's Aero-Engines* // Edited by Bill Gunston OBE, FRAeS, March, 2005. – 750 p.

6. *Иностранные авиационные двигатели*. / Под ред. Л.И. Соркина. – М.: ЦИАМ, 13 издание. – 2000. – 203 с.

7. *Авиационные двигатели* / Под ред. И.Г. Шустова. М.: ООО ИД "Аэросфера". 2007. – 328 с.

8. *Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей* / Под ред. С.М. Шляхтенко. – М.: Машиностроение, 1987. – 568 с.

9. Югов О.К. *Основы интеграции самолета и двигателя* / О.К. Югов, О.Д. Селиванов. – М.: Машиностроение, 1989. – 304 с.

10. Терещенко Ю.М. *Інтеграція авіаційних силових установок і літальних апаратів* / Терещенко Ю.М., Кулик М.С., Панін В.В. – К.: Нац. авіац. ун-т. – 2009. – 344 с.

11. *Проектирование самолетов* / С.М. Егера, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др. Под ред. С.М. Егера. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.

Поступила в редколлегию 16.01.2012

Рецензент: д-р техн. наук проф. А.Б. Леонтьев, Харьковский университет Воздушных Сил им. Ивана Кожедуба, Харьков.

ШЛЯХИ ПОКРАЩЕННЯ ЛЬОТНО-ТЕХНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА НА ОСНОВІ ЗАМІНИ ДВИГУНА СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ

В.В. Логінов, Є.Ю. Іленко, Р.І. Міт'яй, О.В. Єланський

В статті розглянутий підхід до вирішення задачі покращення льотно-технічних характеристик транспортного літака на основі вибору та заміни двигуна силовой установки. В якості об'єкту дослідження прийнято транспортний літак типу Ан-124 "Руслан". Для проведення попередніх досліджень вибрано 34 двигуни різних двигунобудівних фірм з тягою на злітному режимі від 229 кН до 511 кН. Проведена оцінка характеристик і технічної досконалості вибраних двигунів у системі літака. Для подальших розробок конструктивно-компонувальних рішень модернізованого транспортного літака рекомендовано 7 двигунів серед всіх досліджених. Показано порівняння питомих характеристик двигунів, які можливо встановити на транспортний літак. Показані результати досліджень характеристик ЛА с різними двигунами силовой установки.

Ключові слова: двигун, силова установка, інтеграція, погодження характеристик, військово-транспортний літак.

MEANS TO IMPROVE THE CARGO AIRCRAFT PERFORMANCE CHARACTERISTICS BY REPLACING THE PROPULSION ENGINE

V.V. Loginov, E.Y. Ilenko, R.I. Mityay, A.V. Yelansky

The article examines an approach to improving the cargo aircraft performance characteristics by selecting and replacing the propulsion engine. An-124 "Ruslan" cargo aircraft was used as the object for the research. For the purposes of preliminary studies, 34 engines by different engine companies with the thrust from 229 kN to 511 kN in the take-off mode were selected. The characteristics and technical excellence of the selected engines as a part of the aircraft system were assessed. Seven engines were recommended for the further design and layout solutions for the upgraded aircraft. The specific characteristics of the engines that can be used in the aircraft were compared. There are the results of the aircraft characteristics examination depending on different propulsion engines.

Keywords: engine, propulsion, integration, adjustment of characteristics, military transport aircraft.