

УДК629.7.02

Шаламов А. Н.

GESI GmbH. Германия, г. Гамбург

СРАВНЕНИЕ СХЕМ ВЫСОКОПЛАНА И НИЗКОПЛАНА СОВРЕМЕННЫХ ГРАЖДАНСКИХ САМОЛЁТОВ С ТОЧКИ ЗРЕНИЯ ТОПЛИВНОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ

Проведён анализ схем высокоплана и низкоплана современных гражданских самолётов с точки зрения топливной эффективности. Определена наиболее предпочтительная схема, обеспечивающая наиболее высокие показатели топливной эффективности. Даны рекомендации по проектированию самолётов.

Ключевые слова: *схема самолёта, топливная эффективность самолёта, пассажирский самолёт, транспортный самолёт, низкоплан, высокоплан, проектирование самолётов.*

Введение

В настоящее время к самолётам гражданской авиации предъявляется ряд противоречивых требований конструктивного, технологического, экологического и эксплуатационного характера. Одним из важнейших критериев оценки эффективности

пассажирских самолётов является коэффициент топливной эффективности, который выражает количество топлива, необходимое для транспортировки одного пассажира при заданных условиях комфорта в салоне самолёта на заданное расстояние.

На протяжении последних 60 лет производители пассажирских и транспортных самолётов борются

ся за снижение показателей коэффициента топливной эффективности [1], т.е. за более высокую топливную эффективность, которая в свою очередь оказывает существенное значение на стоимость авиационных перевозок. В то же время на топливную эффективность влияет схема самолёта, выбор которой осуществляется на этапе эскизного проектирования.

Постановка задачи

Целью настоящей статьи является анализ схем высокоплана и низкоплана гражданских самолётов с точки зрения достижения максимальной топливной эффективности, определение наиболее выгодной схемы по результатам анализа и выдача рекомендаций по проектированию самолётов гражданской авиации.

Изложение основного материала исследования

В настоящее время наиболее распространённой схемой пассажирских самолётов, оснащённых реактивными двигателями, является схема самолёта-низкоплана с классическим оперением и двумя двигателями, расположенными на пилонах под крылом (см. рисунок 1). Вместе с тем, существует схема пассажирского самолёта-высокоплана с двумя двигателями, расположенными на пилонах под крылом, и Т-образным оперением (см. рисунок 2).

Для обеспечения максимальной топливной эффективности целесообразно определить наиболее выгодную схему современного пассажирского самолёта.

Критерием, определяющим топливную эффективность пассажирского самолёта, является коэффициент топливной эффективности пассажирского самолёта:

$$k_{\text{тэкс}} = \frac{Q_m}{n_{\text{пасс}} \cdot L} \quad (1)$$

где:

$k_{\text{тэкс}}$ – коэффициент топливной эффективности пассажирского самолёта, л/(пасс км);

Q_m – объём топлива, л;

$n_{\text{пасс}}$ – количество пассажиров на борту, пасс.;

L – дальность полёта, км.

Критерием, определяющим топливную эффективность транспортного самолёта, является коэффициент топливной эффективности транспортного самолёта:

$$k_{\text{тэкс}} = \frac{Q_m}{m_{\text{ти}} \cdot L} \quad (2)$$

где:

$k_{\text{тэкс}}$ – коэффициент топливной эффективности транспортного самолёта, л/(т км);

$m_{\text{ти}}$ – масса полезной нагрузки на борту, т;

Коэффициент топливной эффективности является комплексным показателем, отражающим достижения в области технологии самолёто- и двигателестроения, проектирования и производства систем самолётов (таких как система управления, топливная, гидравлическая, электрическая и т.д.), а также в области общего проектирования самолётов, которое в том числе включает в себя такой важный шаг, как выбор схемы самолёта.

Сравним самолёты Ан-158 и Сухой Суперджет 100/95. Данные для расчётов взяты из [2] и [3]. Результаты расчётов представлены в таблице 1.

По результатам расчётов можно сказать, что самолёт Сухой Суперджет 100/95 является более экономичным (на 16.3%) по сравнению с самолётом Ан-158.

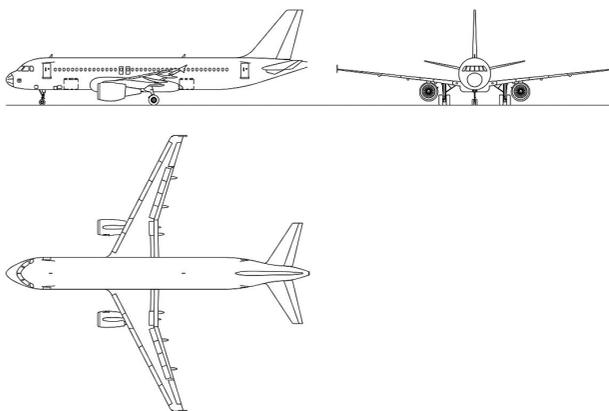


Рис. 1. Схема самолёта-низкоплана с двумя реактивными двигателями, расположенными на пилонах под крылом, и классическим оперением

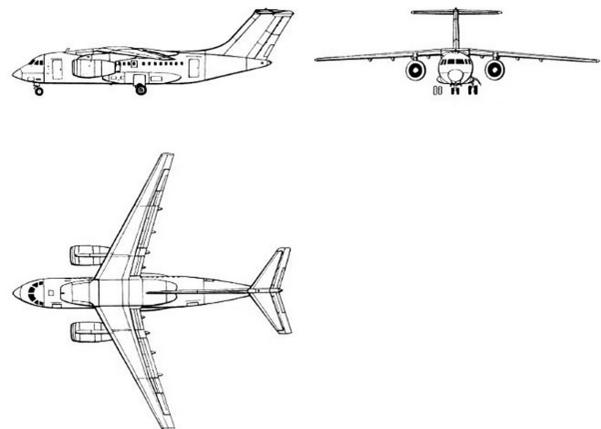


Рис. 2. Схема самолёта-высокоплана с двумя реактивными двигателями, расположенными на пилонах под крылом, и Т-образным оперением

Таблица 1

Анализ топливной эффективности самолётов Ан-158 и Сухой SSJ100/95

Самолёт	Q_m	L	$n_{пасс}$	$k_{тэкс}$
–	[л]	[км]	[пасс]	[л/(пасс × км)]
Антонов Ан-158	14268	3100	90	0.0511398
Сухой SSJ100/95	13135	3048	98	0.0439733

Одним из основных условий для существования самолёта является следующее уравнение [4]:

$$m_c = m_k + m_m + m_{ни} + m_{сноб} + m_{оу} + m_{су}$$

где:

- m_c – масса самолёта, кг;
- m_k – масса конструкции самолёта, кг;
- $m_{ни}$ – масса полезной нагрузки, кг;
- $m_{сноб}$ – масса снаряжения и оборудования, обеспечивающего необходимый уровень комфорта на борту самолёта, кг;
- $m_{оу}$ – масса оборудования управления, кг;
- $m_{су}$ – масса силовой установки, кг.

В относительных величинах уравнение (2) приобретает следующий вид:

$$\bar{m}_c = \bar{m}_k + \bar{m}_m + \bar{m}_{ни} + \bar{m}_{сноб} + \bar{m}_{оу} + \bar{m}_{су} \quad (3)$$

где:

- \bar{m}_c – относительная масса самолёта;
- \bar{m}_k – относительная масса конструкции самолёта;
- \bar{m}_m – относительная масса топлива на борту самолёта
- $\bar{m}_{ни}$ – относительная масса полезной нагрузки;
- $\bar{m}_{сноб}$ – относительная масса снаряжения и оборудования, обеспечивающего необходимый уровень комфорта на борту самолёта;
- $\bar{m}_{оу}$ – относительная масса оборудования управления;
- $\bar{m}_{су}$ – относительная масса силовой установки.

Очевидно, что относительная масса самолёта равна единице. Тогда:

$$1 = \bar{m}_k + \bar{m}_m + \bar{m}_{ни} + \bar{m}_{сноб} + \bar{m}_{оу} + \bar{m}_{су} \quad (4)$$

Величины относительных масс $\bar{m}_k, \bar{m}_m, \bar{m}_{ни}, \bar{m}_{сноб}, \bar{m}_{оу}$ и $\bar{m}_{су}$ даны в таблице 2. Развитие самолётов гражданской авиации идёт по пути увеличения значений $\bar{m}_{ни}, \bar{m}_m$ и снижения значений $\bar{m}_k, \bar{m}_{сноб}, \bar{m}_{оу}$ и $\bar{m}_{су}$ [4].

Особенно важным и востребованным является снижение относительной массы конструкции самолёта, что находит своё выражение в использовании новых материалов для элементов конструкции самолёта (лонжеронов, шпангоутов, бимсов, нервюр, стрингеров, обшивок и шасси), а также новых более точных методов их расчёта на прочность. Так, доля использования композиционных материалов в конструкции самолёта возросла с 5...10% в 80-х годах XX века до 50...60% в настоящее время [5] и [6]. Кроме композиционных материалов компании-производители самолётов используют новые металлические сплавы с более высокой удельной прочностью [5], [6] и [7].

Кроме этого, важным фактором, оказывающим влияние на относительную массу конструкции самолёта, а следовательно и на его топливную эффективность, является выбор схемы самолёта.

Сравним нагружение фюзеляжей самолётов с одинаковыми величинами пассажироместимости и близкими значениями дальности полёта, но выполненных по схеме низкоплана и высокоплана

Таблица 2

Значения относительных масс современных пассажирских самолётов

Самолёт	\bar{m}_k	\bar{m}_m	$\bar{m}_{ни}$	$\bar{m}_{сноб}$	$\bar{m}_{оу}$	$\bar{m}_{су}$
Лёгкий	0.30...0.32	0.18...0.22	0.20...0.28	0.08...0.09	0.12...0.14	0.12...0.14
Средний	0.28...0.30	0.26...0.30	0.26...0.34	0.07...0.08	0.10...0.12	0.10...0.12
Тяжёлый	0.25...0.27	0.35...0.40	0.20...0.3	0.05...0.07	0.09...0.11	0.08...0.10

на примере самолётов А320-200, А320-200SL (sharklets) и ХАИ-150. Данные для расчётов взяты из [5] и [8], результаты расчётов представлены в таблице 4.

Требования к конструкции пассажирских самолётов описаны в [9]. Рассмотрим расчётный случай посадки самолёта, который является определяющим для большинства элементов конструкции передней части фюзеляжа. При этом расчётном случае происходит касание колёс основных опор шасси самолёта поверхности взлётно-посадочной полосы (ВПП), после чего носовая часть самолёта опускается вниз, и самолёт касается колесом передней опоры шасси поверхности ВПП (см. рисунки 3 и 4). В момент касания ВПП колёсами основных

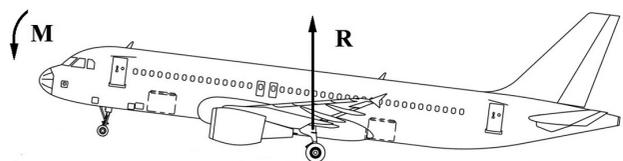


Рис. 3. Нагружение передней части фюзеляжа в момент касания поверхности ВПП колёсами основных опор шасси

стоек шасси возникает сила реакции основных опор шасси, направленная вверх, и при этом передняя часть фюзеляжа нагружается изгибающим моментом под действием силы тяжести собственно передней части фюзеляжа с размещёнными в нём пассажирами, экипажем и оборудованием. При этом элементы конструкции верхнего свода фюзеляжа растягиваются, а нижнего сжимаются. В момент касания поверхности ВПП колесом носовой стойки шасси возникает сила реакции носовой стойки шасси, и передняя часть фюзеляжа нагружается изгибающим моментом, который растягивает элементы конструкции нижнего свода фюзеляжа и сжимает элементы конструкции верхнего свода фюзеляжа.

При этом у самолёта-низкоплана в момент касания колёс основных опор шасси силы реакции основных опор шасси передаются на конструктивные элементы центроплана крыла, замыкаются на нём и незначительно нагружают шпангоуты фюзеляжа. У самолёта-высокоплана в этом случае реакции опор шасси передаются непосредственно на фюзеляж, который дополнительно нагружается силой тяжести крыла с установленными на нём двигателями, увеличенной с учётом регламентированного значения коэффициента вертикальной перегрузки, с которой происходит посадка самолёта. Таким образом, у самолёта-высокоплана конструктивные элементы фюзеляжа являются более

нагруженными по сравнению с самолётом-низкопланом, что вызывает необходимость их дополнительного усиления, что в свою очередь приводит к увеличению массы конструкции фюзеляжа, а следовательно и массы конструкции самолёта в целом. То есть величина \bar{m}_k растёт, что отрицательно сказывается на топливной эффективности самолёта. Следует подчеркнуть, что такая ситуация обусловлена именно схемой самолёта-высокоплана. Опыт автора говорит о том, что масса силового шпангоута в центральной части фюзеляжа самолёта-высокоплана на 15...20% больше массы силового шпангоута в центральной части фюзеляжа самолёта-низкоплана при одинаковой массе и габаритах самолётов. Масса типового шпангоута самолёта-

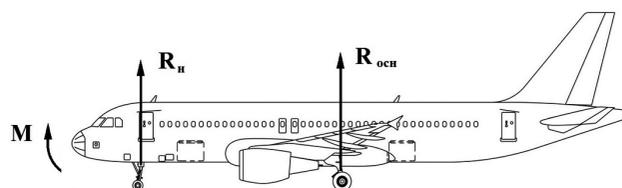


Рис. 4. Нагружение передней части фюзеляжа в момент касания поверхности ВПП колёсами всех опор шасси

высокоплана в центральной части фюзеляжа на 10...15% больше массы типового шпангоута фюзеляжа самолёта-низкоплана в той же части при одинаковой массе и габаритах самолётов. Масса обшивки и стрингеров у самолёта-высокоплана в центральной части фюзеляжа на 7...10% выше массы обшивки и стрингеров самолёта-низкоплана в этой зоне при одинаковой массе и габаритах самолётов.

Кроме указанного выше, схема самолёта-высокоплана зачастую требует использования Т-образного оперения, что обусловлено затенением горизонтального оперения самолёта на взлётно-посадочных режимах [4]. Применение Т-образного оперения приводит к увеличению его массы по сравнению с оперением классической схемы на 15...20% [4], так как в этом случае вертикальное оперение дополнительно нагружается силами от горизонтального оперения с учётом коэффициентов перегрузок в каждом рассматриваемом расчётном случае, включая наиболее опасный. Это также ведёт к увеличению значения \bar{m}_k , что снижает топливную эффективность самолёта.

Поэтому значения самолёта ХАИ-150, заявленные в [8], практически являются недостижимыми при применении схемы самолёта-высокоплана с Т-образным оперением. В этом случае при проектировании пассажирского самолёта для воздушных линий средней протяжённости с вместимостью 150 пассажиров более целесообразно использовать

схему низкоплана с классическим оперением, что подтверждается успешной эксплуатацией самолётов A320-200 и A320-200SL.

Вместе с тем, схема самолёта-низкоплана имеет ряд недостатков, таких как трудность применения двигателей с увеличенной степенью двухконтурности, что влечёт за собой необходимость увеличения высоты стоек шасси, а следовательно их массы, что снижает в конечном итоге топливную эффективность самолёта в целом. Однако в последнее время разработчики и производители авиационных двигателей движутся не по пути увеличения степени двухконтурности двигателей, а по пути применения в конструкции двигателей новых материалов с более высокой удельной прочностью, повышения степени сжатия компрессора и температуры газов за турбиной [10]. Компания Боинг на самолётах семейства 737 решила эту проблему путем поджатия мотогондолы без увеличения высоты стоек шасси (см. рисунок 5). Проблема опасности попадания в воздухозаборник низкорасположенной гондолы двигателя самолёта-низкоплана пыли и посторонних предметов решается путём содержания ВПП в чистоте, что обуславливает эксплуата-

цию таких самолётов только в подготовленных аэропортах и на подготовленных ВПП.

Дополнительный негативный эффект на топливную эффективность самолёта-высокоплана обусловлен необходимостью применения обтекателей основных стоек шасси в убранном положении (см. рисунок 2). Такое конструктивное решение приводит к увеличению миделя фюзеляжа самолёта, что в свою очередь вызывает увеличение силы аэродинамического сопротивления фюзеляжа и самолёта в целом, что в конечном итоге ухудшает показатели топливной эффективности самолёта. Следует отметить, что с увеличением размеров самолёта влияние применения обтекателей стоек шасси на силу аэродинамического сопротивления самолёта снижается.

Также следует обратить внимание на то, что при увеличении габаритов самолётов до размеров Боинг 747, Аэробус А380, Ан-124 и Ан-225 увеличивается количество опор шасси. Так, самолёты 747 и А380 оснащены четырьмя основными опорами шасси, две из которых крепятся к крылу, а две – к фюзеляжу (см. рисунки 6 и 7). Самолёты Ан-124 и Ан-225 снабжены многоопорным шасси, размещённым в нижней части фюзеляжа (см. рисунки 8

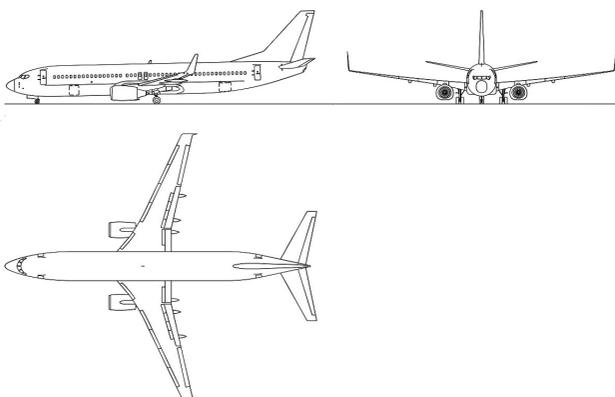


Рис. 5. Самолёт Боинг 737-800 с характерным поджатием мотогондол

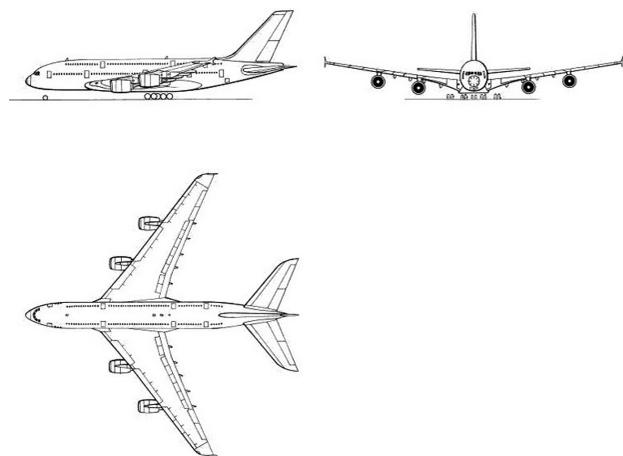


Рис. 7. Самолёт А380-800

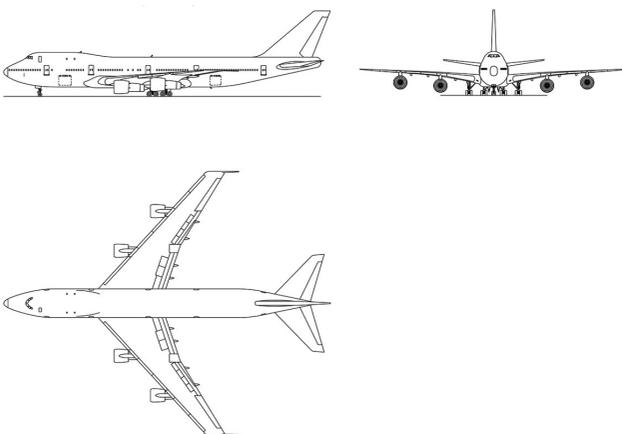


Рис. 6. Самолёт Боинг 747-200

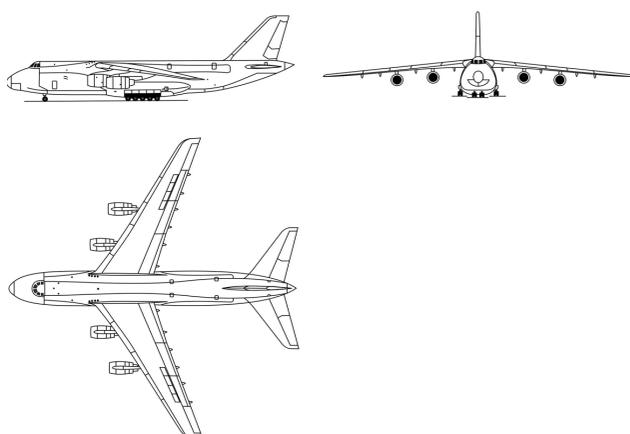


Рис. 8. Самолёт Ан-124

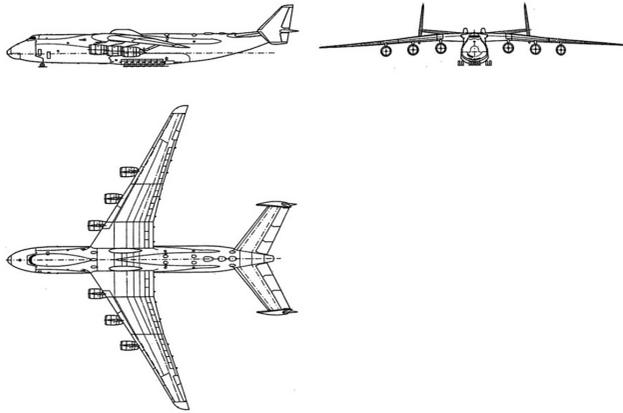


Рис. 9. Самолёт Ан-225

и 9). При этом реакции основных опор шасси в случае посадки с регламентированной вертикальной перегрузкой не концентрируются локально, как у 747 и А380, а распределяются по конструктивным элементам фюзеляжа, что способствует их более выгодному нагружению. Это снижает массу кон-

струкции самолёта и, как следствие, повышает топливную эффективность самолёта в целом. В случае применения многолонжеронного крыла с креплением лонжеронов к силовым шпангоутам, к которым также крепятся опоры шасси, выполняется принцип совмещения функций конструктивных элементов, что также приводит к уменьшению и улучшению топливной эффективности самолёта. Однако показатели топливной эффективности самолётов-низкопланов такого размера свидетельствуют о предпочтительности низкопланов по сравнению с высокопланами. В силу того, что самолёты Ан-124 и Ан-225 являются транспортными, проведено их сравнение с транспортными самолётами Боинг 747-200F, 747-400F, 747-400ERF, 747-8F и Локхид С5 Galaxy (см. таблицу 4). Данные для расчётов взяты из [3], [6] и [11]. Следует отметить, что самолёты Ан-124, Ан-225 и Локхид С5 Galaxy изначально не создавались как гражданские. Напротив, эти машины создавались как военно-транспортные самолёты (а Ан-225 создавался для перевозки специальных грузов на внешней подвес-

Таблица 3

Анализ топливной эффективности пассажирских самолётов А320-200, А320-200SL и ХАИ-150

Самолёт	Q_m	L	$n_{пасс}$	$k_{тэкс}$
–	[л]	[км]	[пасс]	[л/(пасс × км)]
А320-200	27200	5700	150	0.0318129
А320-200SL	27200	6100	150	0.0297268
ХАИ-150	16700	5000	150	0.0222667

SL – sharklets.

Таблица 4

Анализ топливной эффективности транспортных самолётов тяжёлого и сверхтяжёлого класса

Самолёт	Q_m	L	$n_{пасс}$	$k_{тэкс}$
–	[л]	[км]	[пасс]	[л/(пасс × км)]
Боинг 747-200F	198390	9075	101	0.2164471
Боинг 747-400F	216840	8230	112.63	0.2339298
Боинг 747-400ERF	216840	9200	112.76	0.2090242
Локхид С5 Galaxy	193600	4440	119.4	0.3651893
Антонов Ан-124-100	260976	4800	120	0.4530833
Боинг 747-8F	228000	8130	134	0.2092857
Антонов Ан-225	365854	4000	200	0.4573175

F – freighter; ERF – extended range freighter.

ке, таких как космический корабль многоразового использования "Буран") со специфическими требованиями (возможность посадки на неподготовленные ВПП, перевозка компактных моногрузов массой до 50 т, наличие на борту самолёта специальных погрузочно-разгрузочных устройств и т.д.). Необходимость выполнения таких задач диктует определённые требования к конструкции планера самолёта, что приводит к утяжелению элементов конструкции и к ухудшению показателей топливной эффективности. Вместе с тем, существуют гражданские версии самолёта Ан-124, а единственный экземпляр самолёта Ан-225 был сертифицирован в начале 2000-х годов, как коммерческий самолёт. Анализ топливной эффективности именно этих модификаций самолётов представлен в таблице 5. Тем не менее, результаты расчётов отображают преимущество в топливной эффективности транспортных самолётов, которые изначально создавались как машины гражданского назначения (Боинг 747-200F, 747-400F, 747-400ERF и 747-8F).

Таким образом, проведённые исследования показывают, что для самолётов коммерческого назначения в настоящее время наиболее целесообразной схемой с точки зрения топливной эффективности является схема низкоплана с классическим оперением и двумя двухконтурными турбореактивными двигателями, расположенными на пилонах под крылом. Схема высокоплана с Т-образным оперением и двумя двухконтурными турбореактивными двигателями, расположенными на пилонах под крылом не обеспечивает достижения максимальной топливной эффективности самолёта. Вместе с тем, для пассажирских самолётов вместимостью более 400 пассажиров наиболее выгодной является схема самолёта-низкоплана с четырьмя двигателями, расположенными на пилонах под крылом, и классическим оперением. Увеличение количества двигателей с двух до четырёх обусловлено необходимостью обеспечения потребной тяговооружённости самолёта, чего проблематично достичь при установке двух двигателей на самолёт. Однако за последние 20 лет прослеживается тенденция увеличения размеров и пассажировместимости двухдвигательных машин (семейства самолётов Боинг 777 и Аэробус А350) [5] и [6]. Применение схемы самолёта-высокоплана для гражданских транспортных самолётов тяжёлой и сверхтяжёлой категории нецелесообразно с точки зрения топливной эффективности.

Выводы

Проведён анализ схем высокоплана и низкоплана для пассажирских и транспортных самолётов гражданской авиации с точки зрения топливной эффективности. Определена наиболее предпочтительная схема для таких самолётов – схема низкоплана с классическим оперением и двумя (или четырьмя – в зависимости от размеров самолёта) двухконтурными турбореактивными двигателями, расположенными на пилонах под крылом. Даны рекомендации по проектированию самолётов.

Литература

- [1] P.M. Peeters, J. Middel, A. Hoolhorst "Fuel efficiency of commercial aircraft" National Aerospace University NLR of the Netherlands, 2005.
- [2] Интернет сайт www.sukhoi.org.
- [3] Интернет сайт www.antonov.com.
- [4] С.М. Егер "Проектирование самолётов", Москва, "Машиностроение", 1983.
- [5] Интернет сайт www.airbus.com.
- [6] Интернет сайт www.boeing.com.
- [7] Интернет сайт www.bombardier.com.
- [8] А.Г. Гребеников, С.В. Журавель, А.Ю. Бочко "Аванпроект магистрального пассажирского самолёта ХАИ-150", журнал "Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии", №6, 2014.
- [9] European Aviation Safety Agency "Certification Specifications for Large Aeroplanes CS-25", 2003.
- [10] В.В. Дворниченко "Авиационные газотурбинные двигатели типа ТРДД, ТРДДФ – программа-прогноз безотлагательного развития в РФ на среднесрочную перспективу для ГА и ВВС (10-15 лет)", Москва, МАИ, 2011.
- [11] Интернет сайт www.lockheedmartin.com.

Shalamov A. N.

GECI GmbH. Germany, Hamburg

**MODERN COMMERCIAL AIRPLANES HIGH-WING AND LOW-WING SCHEMES
COMPARISON FROM THE FUEL EFFICIENCY POINT OF VIEW**

The commercial airplanes schemes analysis is performed taking into account the airplanes fuel efficiency. The most effective scheme is defined – the low wing airplane scheme with two (or four – depending of the airplane size) turbofan engines and classic tail unit. Recommendations of the passenger and cargo airplanes designing are formulated.

Keywords: airplane layout; fuel efficiency; passenger plane; transport plane; low-level plan; high-level plan; design of airplanes.

References

- [1] P.M. Peeters, J. Middel, A. Hoolhorst "Fuel efficiency of commercial aircraft" National Aerospace University NLR of the Netherlands, 2005.
- [2] Web site www.sukhoi.org.
- [3] Web site www.antonov.com.
- [4] S.M. Eger "Airplanes designing", Moscow, "Mashinostroenie", 1983.
- [5] Web site www.airbus.com.
- [6] Web site www.boeing.com.
- [7] Web site www.bombardier.com.
- [8] A.G. Grebenikov, S.V. Zhuravel, A.Yu. Bochko "Project of medium-haul passenger aircraft KhAI-150", "Opened information and computer integrated technologies" magazine, № 6, 2014.
- [9] European Aviation Safety Agency "Certification Specifications for Large Aeroplanes CS-25", 2003.
- [10] V.V. Dvornichenko "Aviation Gas Turbine Engines of Type TRDD, TRDDF – the Development of the Undelayable Programme – Forecast in the Russian Federation on Middle-Urgent Perspective for Civil Aviation and the Air Forces (10-15 years)", Moscow, MAI, 2011.
- [11] Web site www.lockheedmartin.com.