

УДК 629.7.02

Шаламов А. Н.

GECI GmbH, Германия, г. Гамбург

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОПТИМАЛЬНЫХ СХЕМ СОВРЕМЕННЫХ ГРАЖДАНСКИХ САМОЛЁТОВ С ТОЧКИ ЗРЕНИЯ ТОПЛИВНОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ

Проведён анализ схем самолётов гражданской авиации с точки зрения топливной эффективности. Определены схемы для различных типов пассажирских и транспортных самолётов, обеспечивающие наиболее высокие показатели топливной эффективности. Даны рекомендации по проектированию пассажирских и транспортных самолётов.

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

1. Введение

В настоящее время к самолётам гражданской авиации предъявляется ряд противоречивых требований конструктивного, технологического, экологического и эксплуатационного характера. Одним из важнейших критериев оценки эффективности коммерческих самолётов является коэффициент топливной эффективности, который выражает количество топлива, необходимое для транспортировки одного пассажира при заданных условиях комфорта в салоне самолёта на заданное расстояние для пассажирских самолётов или одной тонны груза на заданное расстояние для транспортных самолётов.

На протяжении последних 60 лет производители гражданских самолётов борются 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.

2. Постановка задачи

Целью настоящей статьи является анализ существующих схем пассажирских и транспортных самолётов и выдача рекомендаций по проектированию самолётов гражданской авиации с точки зрения достижения максимальной топливной эффективности.

3. Изложение основного материала исследования

Самолёт относится к наиболее сложным творениям человеческого разума. Развитие техники и тех-

нологий в 19 веке сделало возможным появление первого самолёта братьев Райт в 1903 году, а дальнейшее продвижение по пути технического прогресса в этой области привело к тому, что уже в 20-х годах 20 века регулярные коммерческие перевозки пассажиров и грузов стали реальностью. Существенный количественный и качественный рывок в развитии гражданской авиации произошёл во второй половине 40-х годов и в 50-е годы, когда гражданские самолёты стали способны выполнять беспосадочные межконтинентальные полёты, и произошёл переход на реактивную тягу, что сократило время полёта и повысило комфортность авиапутешествий для пассажиров.

На протяжении всего 20 века схемы самолётов, предназначенных для коммерческих перевозок пассажиров и грузов, представляли собой широкое многообразие, основанное как на предыдущем опыте разработки и постройки самолётов, так и на революционных технических решениях. В свете общих тенденций развития авиационной техники самолёты коммерческого назначения прошли путь от бипланной схемы с поршневыми двигателями, расположенными в носовой части фюзеляжа и/или на нижнем крыле бипланной коробки, и полотняной или фанерной обшивкой до подкосных и свободносущих монопланов с гофрированной, а затем гладкой работающей металлической обшивкой. При этом схемы расположения двигателей на самолётах остались неизменными (двигатели располагались в носовой части фюзеляжа в случае одномоторной компоновки и на крыле или комбинированным способом на крыле и в носу фюзеляжа в случае многомоторной компоновки). Такое расположение двигателей во многом было обусловлено тем, что кроме самих двигателей на самолёте было необходимо разместить и воздушные винты.

В настоящее время для самолётов с турбовинтовыми двигателями (ТВД) используются следующие схемы:

1. Схема самолёта с двумя ТВД, расположенными на крыле (Ан-24, Ан-26, Ан-28, Ан-38, Ан-140, АТR-42, АТR-72, Bombardier Dash 8, Saab 340, Saab 2000, Ил-114) — рис. 1.

2. Схема самолёта с четырьмя ТВД, расположенными на крыле (Ан-10, Ан-22, Ил-18, Ту-114) — рис. 2.

При переходе на реактивную тягу появились новые схемы расположения двигателей на самолёте:

1. Схема самолёта с двумя реактивными двигателями, расположенными в корне крыла по бокам фюзеляжа (Ту-104, Ту-124) — рис. 3.

2. Схема самолёта с двумя реактивными двигателями, расположенными в хвостовой части по бокам фюзеляжа (BAC 111, Bombardier Challenger 800, CRJ 200, CRJ700, CRJ900, CRJ1000, DC-9, Embraer Legacy 600, ERJ145, Fokker 70, Fokker 100, Gulfstream G500, MD-80, MD-90, Sud Aviation SE 210 Caravelle, Ту-134) — рис. 4.

3. Схема самолёта с двумя реактивными двигателями, расположенными на пилонах под крылом

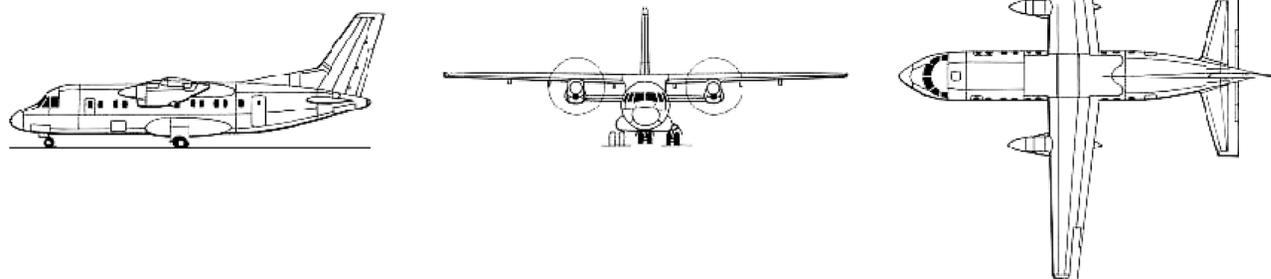


Рис. 1. Схема самолёта с двумя ТВД, расположенными на крыле



Рис. 2. Схема самолёта с четырьмя ТВД, расположенными на крыле



Рис. 3. Схема самолёта с двумя реактивными двигателями, расположенными в корне крыла

(Ан-148, Ан-158, Ан-178, Airbus A300, A310, A318, 319, A320, A321, A330, A350, Boeing 737, 757, 767, 777, 787, Bombardier CS100, CS300, Embraer E170, E175, E190, E195, Ту-204, Ту-214, Сухой Суперджет, МС-21) — рис. 5.

4. Схема самолёта с тремя реактивными двигателями, расположенными в хвостовой части фюзеляжа. При этом два двигателя расположены по бокам фюзеляжа, а третий размещён в корне киля (Boeing 727, Dassault Falcon 900, Hawker Siddeley Trident, Ту-154, Як-40, Як-42) — рис. 6.

5. Схема самолёта с тремя реактивными двигателями, два из которых расположены на пилонах под крылом, а третий размещён в хвостовой части фюзеляжа в корне киля (DC-10, Lockheed L-1011 Tristar, MD-11) — рис. 7.

6. Схема самолёта с четырьмя реактивными двигателями, расположенными в корне крыла по бокам фюзеляжа попарно (DH 106 Comet, Ту-110) — рис. 8.

7. Схема самолёта с четырьмя реактивными двигателями, расположенными в хвостовой части по бокам фюзеляжа попарно (Vickers VC-10, Ил-62) — рис. 9.

8. Схема самолёта с четырьмя реактивными двигателями, расположенными на пилонах под крылом (Airbus A340, A380, BAe RJ85, Boeing 707, 747, Convair CV-990, DC-8, Ан-124, Ил-76, Ил-86, Ил-96) — рис. 10.

9. Схема самолёта с шестью реактивными двигателями, расположенными на пилонах под крылом (Ан-225) — рис. 11.

Схема самолёта определяется не только количеством и расположением двигателей на нём, но и взаимным расположением крыла и фюзеляжа (низкоплан —

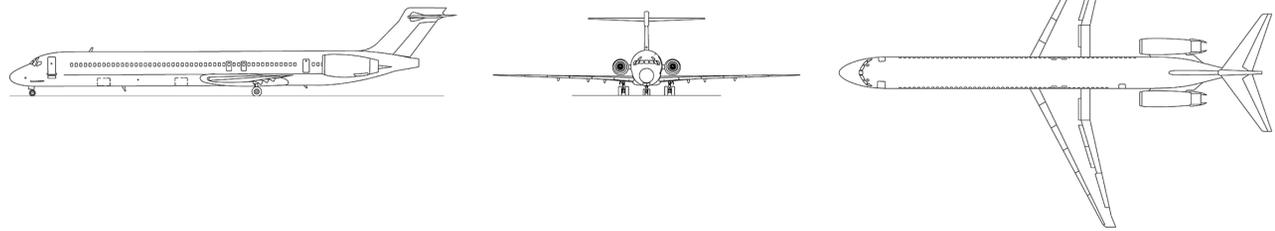


Рис. 4. Схема самолёта с двумя реактивными двигателями, расположенными в хвостовой части по бокам фюзеляжа



Рис. 5. Схема самолёта с двумя реактивными двигателями, расположенными на пилонах под крылом



Рис. 6. Схема самолёта с тремя реактивными двигателями, расположенными в хвостовой части фюзеляжа



Рис. 7. Схема самолёта с тремя реактивными двигателями, два из которых расположены на пилонах под крылом, а третий размещён в хвостовой части фюзеляжа в корне киля



Рис. 8. Схема самолёта с четырьмя реактивными двигателями, расположенными в корне крыла по бокам фюзеляжа попарно

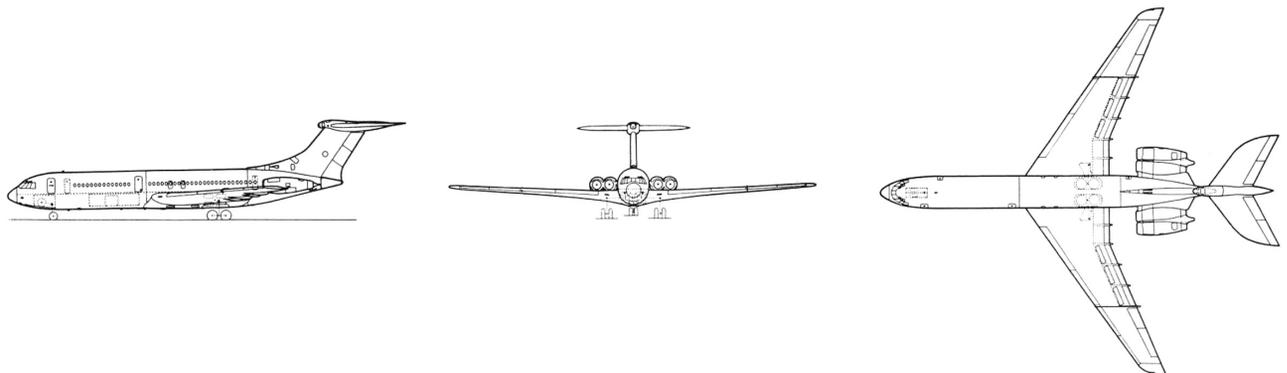


Рис. 9. Схема самолёта с четырьмя реактивными двигателями, расположенными в хвостовой части по бокам фюзеляжа попарно



Рис. 10. Схема самолёта с четырьмя реактивными двигателями, расположенными на пилонах под крылом

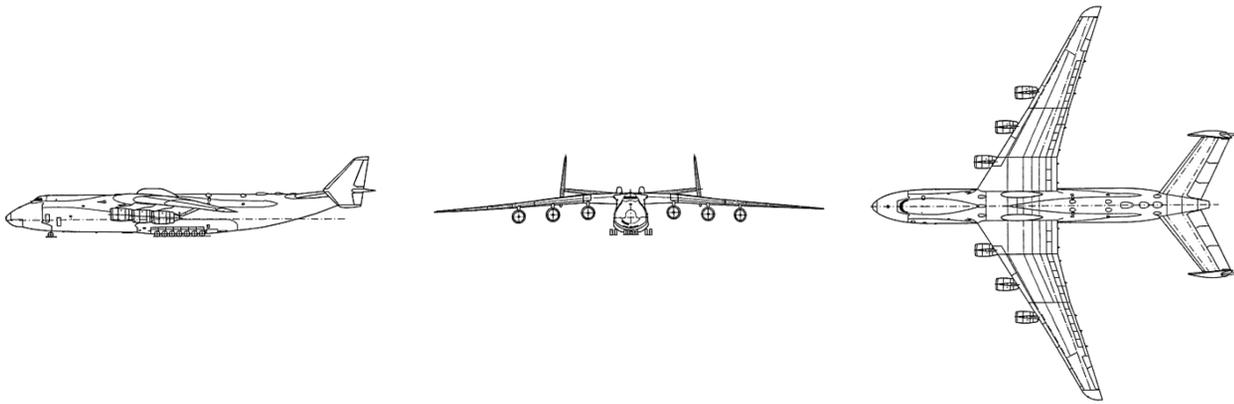


Рис. 11. Схема самолёта с шестью реактивными двигателями, расположенными на пилонах под крылом

рис. 3, среднеплан и высокоплан — рис. 1), а также типом и расположением оперения (классическое — рис. 1, Т-образное — рис. 4 и разнесённое — рис. 2).

Рассмотрим схемы самолётов гражданской авиации с точки зрения топливной эффективности.

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

$$k_{\text{тэпс}} = \frac{Q_{\text{г}}}{n_{\text{пасс}} \cdot L} \quad (1)$$

где:

$k_{\text{тэпс}}$ — коэффициент топливной эффективности пассажирского самолёта, л/(пасс·км);

$Q_{\text{г}}$ — объём топлива, л;

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

L — дальность полёта, км.

Критерием, определяющим топливную эффективность транспортного самолёта, также является коэффициент топливной эффективности, который определяется несколько иначе по сравнению с пассажирскими самолётами:

$$k_{\text{тэтс}} = \frac{Q_{\text{г}}}{m_{\text{пн}} \cdot L} \quad (2)$$

где:

$k_{\text{тэтс}}$ — коэффициент топливной эффективности транспортного самолёта, л/(т·км);

$m_{\text{пн}}$ — 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.

Результаты расчётов в таблицах 1–11 показывают, что наиболее экономичными пассажирскими самолётами в настоящее время являются:

1. Среди административных пассажирских самолётов — Dassault Falcon 7X с показателем коэффициента топливной эффективности 0.2057955 л/(пасс·км).
2. Среди региональных пассажирских самолётов, оснащённых ТВД, — Bombardier Dash 8-400 с показателем коэффициента топливной эффективности 0.0336322 л/(пасс·км).
3. Среди региональных пассажирских самолётов, оснащённых турбореактивными двигателями, — Embraer E175 с показателем коэффициента топливной эффективности 0.0437759 л/(пасс·км).
4. Среди узкофюзеляжных пассажирских самолётов вместимостью 100...149 пассажиров — Boeing 737-700WL с показателем 0.0324188 л/(пасс·км).
5. Среди узкофюзеляжных пассажирских самолётов вместимостью 150...199 пассажиров — Airbus A321-200SL с показателем 0.0275126 л/(пасс·км).

Таблица 1

Анализ топливной эффективности административных самолётов

Самолёт	$Q_{\text{г}}$, л	L , км	$n_{\text{пасс}}$, пасс	$k_{\text{тэпс}}$, л/(пасс·км)
Dassault Falcon 900	11853	7400	7	0.2288224
Dassault Falcon 7X	18110	11000	8	0.2057955
Dassault Falcon 8X	19780	11945	8	0.2069904
Gulfstream G500	16355	9260	8	0.2207748
Gulfstream G550	23415	12501	8	0.2341313
Gulfstream G600	21970	11482	8	0.2391787
Gulfstream G650	25060	12964	8	0.2416307

Таблица 2

Анализ топливной эффективности региональных пассажирских самолётов, оснащённых турбовинтовыми двигателями

Самолёт	Q_T , л	L , км	$n_{\text{пасс}}$, пасс	$k_{\text{тэпс}}$, л/(пасс·км)
Saab 340	3220	1500	37	0.0580180
ATR42-600	5625	1560	42	0.0858516
Saab 2000	5980	2100	50	0.0569524
Антонов Ан-140-100	5415	2400	52	0.0433894
Ильюшин Ил-114-100	8780	1400	64	0.0979911
ATR72-600	6098	1528	68	0.0586888
Bombardier Dash 8-400	6616	2522	78	0.0336322

Таблица 3

Анализ топливной эффективности региональных пассажирских самолётов, оснащённых турбореактивными двигателями

Самолёт	Q_T , л	L , км	$n_{\text{пасс}}$, пасс	$k_{\text{тэпс}}$, л/(пасс·км)
Bombardier CRJ700	10838	2256	70	0.0686297
Embraer E170	11384	3334	70	0.0487788
Антонов Ан-148-100В	14268	3500	75	0.0543543
Embraer E175	11384	3334	78	0.0437759
SSJ100/75	13135	2900	78	0.0580681
Fokker 70	13087	3410	79	0.0485801
Антонов Ан-158	14268	3100	86	0.0535184
Bombardier CRJ900	10838	1941	88	0.0634514
Embraer E190	15818	3334	98	0.0484128
Сухой SSJ100/95	13135	3048	98	0.0439733
Bombardier CRJ1000	10838	1798	100	0.0602781

6. Среди узкофюзеляжных пассажирских самолётов вместимостью 200...250 пассажиров – Boeing 757-300WL с показателем 0.026825 л/(пасс·км).

7. Среди широкофюзеляжных пассажирских самолётов вместимостью 200...299 пассажиров – Airbus A330-300 с показателем 0.0292575 л/(пасс·км).

8. Среди широкофюзеляжных пассажирских самолётов вместимостью 300...399 пассажиров – Airbus A350-1000 с показателем 0.0301158 л/(пасс·км).

9. Среди широкофюзеляжных пассажирских самолётов вместимостью свыше 400 пассажиров – Boeing 747-8 Intercontinental с показателем 0.0345795 л/(пасс·км).

Результаты расчётов в табл. 11 показывают, что наиболее экономичными транспортными самолётами в настоящее время являются:

1. Среди самолётов грузоподъёмностью до 50 т – Boeing 757-200F с показателем коэффициента топливной эффективности 0.1839049 л/(т·км).

2. Среди самолётов грузоподъёмностью от 50 т до 100 т – McDonnell Douglas MD-11F с показателем 0.2199498 л/(т·км).

3. Среди самолётов грузоподъёмностью свыше 100 т – Boeing 777F с показателем 0.195952 л/(т·км).

Данные самолётов взяты из [2–7]. Анализируя схемы наиболее экономичных самолётов в каждой группе, можно отметить, что, как правило, наиболее экономичными являются самолёты-низкопланы классической аэродинамической схемы с двумя двухконтурными турбореактивными двигателями, расположенными на пилонах под крылом, и классическим хвостовым оперением.

Исключения составляют следующие самолёты:

1. Самолёт Dassault Falcon 7X, который является низкопланом с тремя двигателями, расположенными в хвостовой части самолёта, при этом два двигателя расположены по бокам фюзеляжа, а третий в корне кия.

2. Самолёт Bombardier Dash 8-400, который является высокопланом с двумя турбовинтовыми двигателями, расположенными на крыле, и с Т-образным оперением в группе региональных самолётов.

3. Самолёт McDonnell Douglas MD-11F в группе транспортных самолётов грузоподъёмностью от 50 до 100 т, который выполнен по трёхдвигательной

Анализ топливной эффективности пассажирских самолётов 50...80-х годов

Самолёт	Q_d , л	L , км	$n_{\text{пасс}}$, пасс	$k_{\text{топ}}$, л/(пасс-км)
Антонов Ан-24	6375	1000	48	0.1328125
Туполев Ту-124	13125	2100	50	0.1250000
Туполев Ту-134А	16500	2100	76	0.1033835
Туполев Ту-134Б-3	18000	2020	80	0.1113861
Sud Aviation Caravelle 3	23750	1700	80	0.1746324
DH106 Comet 4C	40450	5190	81	0.0962202
Boeing 737-100	17900	2850	85	0.0738906
Boeing 737-200	18100	3500	97	0.0533137
ВАС 111	14020	2700	99	0.0524504
Туполев Ту-104Б	33125	2120	100	0.1562500
Туполев Ту-110А	37000	3500	100	0.1057143
Boeing 717	16670	3800	106	0.0413853
Boeing 737-500	23800	4444	108	0.0495883
McDonnell Douglas MD-87	22100	4400	114	0.0440590
Ильюшин Ил-18Д	23700	4300	120	0.0459302
McDonnell Douglas DC-9-50	16100	1850	125	0.0696216
Boeing 737-300	23170	4204	128	0.0430580
Антонов Ан-10	13475	2000	132	0.0510417
Boeing 707-320В	112863	9200	141	0.0870051
Туполев Ту-154Б-2	49700	2780	141	0.1267922
Туполев Ту-154М	49700	3900	141	0.0903801
Ильюшин Ил-62	105300	6700	144	0.1091418
Ильюшин Ил-62М	105300	8000	144	0.0914063
Boeing 737-400	23800	4204	146	0.0387759
Vickers VC-10	106248	6680	151	0.1053337
McDonnell Douglas MD-90-30	22130	4400	152	0.0330891
Туполев Ту-114	76000	9720	170	0.0459937
Hawker Siddeley Trident 3В	24700	3597	180	0.0381491
McDonnell Douglas DC-10-30	138700	10000	250	0.0554800
McDonnell Douglas MD-11ER	165290	13340	285	0.0434756
Lockheed L-1011-500 Tristar	119780	9899	330	0.0366673

схеме с двумя двигателями, расположенными на пилонах под крылом, и третьим двигателем, размещённым в хвостовой части фюзеляжа в корне кия; а также самолёт Boeing 747-8 Intercontinental, который оснащён четырьмя двигателями, расположенными на пилонах под крылом.

Среди всех пассажирских самолётов наиболее экономичным является Boeing 757-300WL с показателем 0.026825 л/(пасс-км), а среди транспортных — Boeing 757-200F с показателем коэффициента топливной эффективности 0.1839049 л/(т-км). Самолёт Boeing 757-200F является модификацией пассажирского самолёта Boeing 757-200, и обе машины выполнены по одинаковой схеме низкоплана с классическим оперением и двумя двухконтурными турбореактивными двигателями, расположенными на пилонах под крылом.

Исключения можно объяснить тем, что в случае самолёта Dassault Falcon 7X выбор такой схемы вызван общими небольшими размерами самолёта, и применение схемы низкоплана с классическим оперением и двумя двигателями, расположенными на пилонах под крылом, технически трудно осуществимо. Следует обратить внимание на то, что хотя стабилизатор самолёта и расположен на киле, но смещён максимально вниз (рис. 12), что снижает нагрузку на киль. Вместе с тем величина коэффициента топливной эффективности превышает показатели наиболее экономичных пассажирских самолётов ориентировочно в 10 раз. Это объясняется специфическими требованиями к самолётам такого класса, связанными прежде всего с необходимостью обеспечения повышенного уровня комфорта для пассажиров.

Таблица 5

Анализ топливной эффективности современных узкофюзеляжных пассажирских самолётов вместимостью 100...149 пассажиров

Самолёт	Q , л	L , км	$n_{\text{пасс}}$, пасс	$k_{\text{тэкс}}$, л/(пасс-км)
Fokker 100	13365	3170	107	0.0394027
Embraer E195	15818	2593	108	0.0564840
Airbus A318-100	24210	5700	107	0.0396950
Airbus A318-100SL	24210	5900	107	0.0383494
Boeing 737-600	26020	5648	108	0.0426569
Boeing 737-600WL	26020	5970	108	0.0403561
Airbus A319-100	30190	6700	124	0.0363385
Airbus A319-100SL	30190	6900	124	0.0352852
Boeing 737-700	26020	6230	126	0.0331473
Boeing 737-700WL	26020	6370	126	0.0324188
Туполев Ту-204-300	44400	6000	142	0.0521127

WL – winglets, SL – sharklets.

Таблица 6

Анализ топливной эффективности современных узкофюзеляжных пассажирских самолётов вместимостью 150...199 пассажиров

Самолёт	Q , л	L , км	$n_{\text{пасс}}$, пасс	$k_{\text{тэкс}}$, л/(пасс-км)
Airbus A320-200	27200	5700	150	0.0318129
Airbus A320-200SL	27200	6100	150	0.0297268
Boeing 737-800	26020	5665	160	0.0287070
Boeing 737-800WL	26020	5765	160	0.0282090
Boeing 737-900ER	29660	5925	174	0.0287696
Boeing 737-900ERWL	29660	6045	174	0.0281985
Туполев Ту-214	44600	5650	180	0.0438545
Airbus A321-200	30030	5600	185	0.0289865
Airbus A321-200SL	30030	5900	185	0.0275126

ER – extended range.

Таблица 7

Анализ топливной эффективности современных узкофюзеляжных пассажирских самолётов вместимостью 200...250 пассажиров

Самолёт	Q , л	L , км	$n_{\text{пасс}}$, пасс	$k_{\text{тэкс}}$, л/(пасс-км)
Boeing 757-200	43490	7222	200	0.0301094
Boeing 757-200WL	43490	7600	200	0.0286118
Boeing 757-300	43400	6287	243	0.0284080
Boeing 757-300WL	43400	6658	243	0.0268250

В случае самолёта Bombardier Dash 8-400 применение высокоплана вызвано необходимостью размещения на самолёте турбовинтовых двигателей и требованием обеспечения регламентированного расстояния от конца лопасти воздушного винта в нижнем положении до поверхности аэродрома. Для самолёта такого класса применение турбовинтовых двигателей обеспечивает более высокие показатели топливной эффективности (т.е. делает самолёт более экономичным), а приме-

нение Т-образного оперения в силу затенения горизонтального оперения крылом на взлётно-посадочных режимах полёта не приводит к существенному ухудшению экономичности. Также следует отметить высокий технический и технологический уровень проектирования и производства самолётов Bombardier Dash 8-400.

Самолёт McDonnell Douglas MD-11F является наиболее экономичным в своей группе в силу самого деления самолётов на группы (например, самолёт

Таблица 8

Анализ топливной эффективности современных широкофюзеляжных самолётов вместимостью 180...299 пассажиров

Самолёт	Q_r , л	L , км	$n_{\text{пасс}}$, пасс	$k_{\text{топс}}$, л/(пасс-км)
Boeing 767-200	63000	7130	181	0.0488172
Boeing 767-200ER	91400	11825	181	0.0427038
Boeing 767-300	63000	7890	218	0.0366275
Boeing 767-300ER	91400	11090	218	0.0378058
Boeing 767-300ERWL	91400	11690	218	0.0358654
Airbus A340-200	155040	15000	240	0.0430667
Boeing 787-8	126210	14500	242	0.0359675
Boeing 767-400ER	91400	10418	245	0.0358093
Airbus A330-200	139090	13400	253	0.0410271
Boeing 787-9	138700	15400	280	0.0321660
Airbus A330-300	97530	11300	295	0.0292575
Airbus A340-300	147850	13700	295	0.0365830

Таблица 9

Анализ топливной эффективности широкофюзеляжных самолётов вместимостью 300...399 пассажиров

Самолёт	Q_r , л	L , км	$n_{\text{пасс}}$, пасс	$k_{\text{топс}}$, л/(пасс-км)
Airbus A340-500	214810	16060	313	0.0427331
Boeing 777-200	117348	9700	314	0.0385278
Boeing 777-200ER	171177	14310	314	0.0380957
Boeing 777-200LR	181283	17370	314	0.0332374
Airbus A350-900	138000	14350	314	0.0306265
Boeing 787-10	138700	13000	323	0.0330317
Airbus A350-1000	156000	14800	350	0.0301158
Airbus A340-600	195880	14350	380	0.0359215
Boeing 777-300	171177	11120	386	0.0398798
Boeing 777-300ER	181283	14690	386	0.0319704

LR – long range.

Таблица 10

Анализ топливной эффективности широкофюзеляжных самолётов вместимостью 400...600 пассажиров

Самолёт	Q_r , л	L , км	$n_{\text{пасс}}$, пасс	$k_{\text{топс}}$, л/(пасс-км)
Boeing 747-400	216840	13450	416	0.0387546
Boeing 747-400ER	241140	14205	416	0.0408070
Boeing 747-8 Intercontinental	239000	14800	467	0.0345795
Airbus A380-800	323546	15700	555	0.0371316

Boeing 777F имеет значение коэффициента топливной эффективности 0.195952 л/(т-км), но его грузоподъёмность составляет 102 т, и, таким образом, он попадает в группу самолётов грузоподъёмностью 100...150 т). Кроме того, схема самолёта с тремя двигателями, два из которых расположены на пилонах под крылом, а третий размещён в хвостовой части

фюзеляжа в корне киля, является весьма близкой к схеме с двумя двигателями, расположенными на пилонах под крылом, но требование обеспечения необходимой тяговооружённости и отсутствие в период создания самолёта McDonnell Douglas MD-11 двигателей достаточной тяги, привело к использованию трёхдвигательной компоновки.

Анализ топливной эффективности транспортных самолётов

Самолёт	Q_T , л	L , км	$m_{шт}$, т	$k_{тэге}$, л/(т·км)
Антонов Ан-26	7080	1100	5.6	1.1493506
Boeing 737-700C	26020	5555	18.2	0.2573664
Антонов Ан-12	18100	3000	20	0.3016667
Boeing 737-400F	23800	3815	21	0.2970730
Boeing 727-200F	38346	2570	24	0.6216926
Туполев Ту-204С	41000	2370	30	0.5766526
Boeing 757-200F	42680	5834	39.78	0.1839049
Airbus A300-600F	68150	4850	48.1	0.2921319
Boeing 767-300F	91400	5929	54.4	0.2833778
Антонов Ан-22	120000	5225	60	0.3827751
Ильюшин Ил-76МД-90А	109000	4000	60	0.4541667
Airbus A330-200F	97530	5950	70	0.2341657
McDonnell Douglas MD-11F	146170	7320	90.787	0.2199498
Boeing 777F	181283	9070	102	0.1959520
Boeing 747-400F	216840	8230	112.63	0.2339298
Boeing 747-400ERF	216840	9200	112.76	0.2090242
Lockheed C5 Galaxy	193600	4440	119.4	0.3651893
Антонов Ан-124-100	260976	4800	120	0.4530833
Boeing 747-8F	228000	8130	134	0.2092857
Антонов Ан-225	365854	4000	200	0.4573175

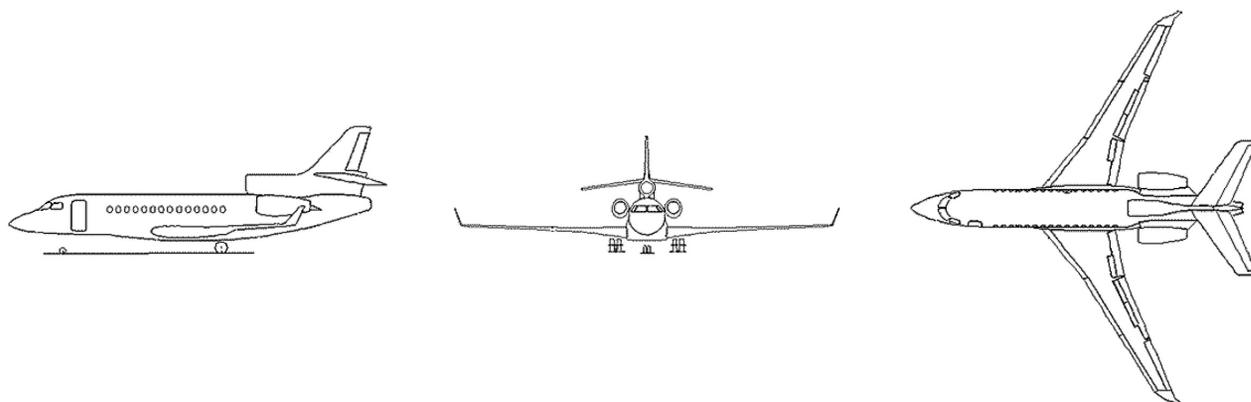


Рис. 12. Схема самолёта Dassault Falcon 7X (ГО расположено на киле, но смещено вниз)

Также следует отметить, что самолёт McDonnell Douglas MD-11F является переделкой пассажирского самолёта McDonnell Douglas MD-11 в транспортный вариант (т.е. изначально самолёт создавался как пассажирский), и во время его проектирования существовали требования к надёжности самолётов, которые запрещали использование двухдвигательных пассажирских машин для выполнения трансокеанских полётов [8]. Таким образом, можно отметить, что выбор трёхдвигательной схемы при создании этого самолёта был в какой-то мере вынужденным шагом. Самолёт является низкопланом, оперение выполнено по классической схеме.

Самолёт Boeing 747-8 Intercontinental выполнен по четырёхдвигательной схеме в силу своих размеров

для обеспечения требуемой тяговооружённости и, следовательно, — лётных характеристик. Он также является низкопланом с классическим оперением.

Таким образом, для пассажирских самолётов вместимостью от 100 до 400 пассажиров, а также транспортных самолётов грузоподъёмностью до 110 т наиболее предпочтительной с точки зрения достижения максимальной топливной эффективности является схема низкоплана с классическим оперением и двумя двухконтурными турбореактивными двигателями, расположенными на пилонах под крылом.

Рассмотрим преимущества такой схемы по сравнению с другими.

Возьмём самолёт вместимостью 200 пассажиров и проанализируем две схемы такого самолёта:

Расчёт необходимой силы ГО

Расположение двигателей	m_c , кг	Y_c , Н	$x_{цд}$	$x_{цт}$	$b_{САХ}$, м	$L_{ГО}$, [м]	$Y_{ГО}$, Н
2ТРДД под крылом	115000	1128150	0.35	0.23	5.2	21	31642
2ТРДД в хвостовой части фюзеляжа	115000	1128150	0.35	0.23	5.2	19	34767

схему с двумя двухконтурными турбореактивными двигателями, расположенными на пилонах под крылом и классическим оперением, и схему с двумя двухконтурными турбореактивными двигателями, расположенными в хвостовой части по бокам фюзеляжа, и Т-образным оперением.

Расположение двигателей в хвостовой части фюзеляжа приводит к необходимости смещения крыла самолёта назад (рис. 4), что связано с требованием обеспечения достаточного уровня продольной устойчивости и управляемости самолёта, и, в конечном итоге, — к увеличению аэродинамической силы горизонтального оперения. При этом наличие стреловидности у килля позволяет увеличить величину расстояния между точками приложения результирующих аэродинамических сил крыла и оперения и несколько приблизить значение потребной аэродинамической силы горизонтального оперения к значению той же силы для самолёта с двумя двигателями, расположенными на пилонах под крылом, и классическим оперением.

Результаты расчётов для самолёта вместимостью 200 пассажиров и взлётной массой 115 т представлены в табл. 12. В качестве прототипа взят самолёт Boeing 757-200WL.

Величина подъёмной силы самолёта в условиях установившегося горизонтального полёта равна.

$$Y_c = m_c \cdot g + Y_{ГО} \quad (3)$$

где:

Y_c — подъёмная сила самолёта, Н;

m_c — масса самолёта, кг;

$g = 9.81$ — ускорение свободного падения, м/с²;

$Y_{ГО}$ — аэродинамической сила горизонтального оперения (ГО), Н.

Результирующая подъёмная аэродинамическая сила приложена в точке, называемой центром давления (цд), и которая не совпадает с центром тяжести (цт) самолёта (рис. 13). Для парирования возникающего пикирующего момента служит горизонтальное оперение, аэродинамическая сила которого направлена вниз в случае классической аэродинамической схемы (что является недостатком такой схемы, так как снижается общая подъёмная сила самолёта) [9].

Величина необходимой аэродинамической силы ГО вычисляется по формуле:

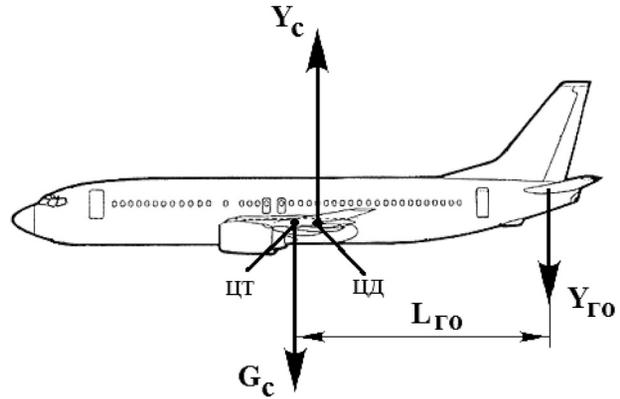


Рис. 13. Схема балансировки самолёта нормальной аэродинамической схемы

$$Y_{ГО} = \frac{Y_c (x_{цд} - x_{цт}) b_{САХ}}{L_{ГО} + 2(x_{цд} - x_{цт}) b_{САХ}} \quad (4)$$

где:

$x_{цд}$ — относительная координата расположения центра давления подъёмной силы самолёта;

$x_{цт}$ — относительная координата расположения центра тяжести самолёта;

$b_{САХ}$ — длина средней аэродинамической хорды (САХ) самолёта, м;

$L_{ГО}$ — расстояние между точками приложения результирующих аэродинамических сил самолёта и оперения, м.

Значения $x_{цд}$, $x_{цт}$, $b_{САХ}$ и $L_{ГО}$ взяты у самолёта-прототипа. Величина $L_{ГО}$ для самолёта с двигателями, расположенными в хвостовой части самолёта, взята, базирясь на данные самолёта McDonnell Douglas MD-90-30.

Результаты расчётов в табл. 12 показывают, что при прочих равных условиях величина аэродинамической силы ГО в условиях установившегося горизонтального полёта для самолёта вместимостью 200 пассажиров с взлётной массой 115 т с двумя двигателями в хвостовой части фюзеляжа на 3125 Н (9.9%) больше по сравнению с величиной аэродинамической силы ГО самолёта той же взлётной массы, но с двумя двигателями на пилонах под крылом. Так как аэродинамическая сила ГО в случае классической аэродинамической схемы направлена вниз, то общая подъёмная сила уменьшается, что отрица-



Рис. 14. Схема самолёта-высокоплана с двумя реактивными двигателями, расположенными на пилонах под крылом, и Т-образным оперением

тельно сказывается на лётных характеристиках самолёта и на его топливной эффективности.

Опыт проектирования и создания самолётов говорит о том, что при прочих равных условиях масса Т-образного оперения на 15...20% больше аналогичного оперения классической схемы [9]. Разнесённое оперение также обладает более высокой массой по сравнению с оперением классической схемы. Более высокая масса конструкции оперения и, следовательно, — конструкции всего самолёта приводит к более высокому расходу топлива.

Сравним схемы самолётов с двумя двигателями, расположенными на пилонах под крылом. При этом один из самолётов является высокопланом с Т-образным оперением (рис. 14), а второй низкопланом с классическим оперением (рис. 5).

В этом случае самолёт-высокоплан с Т-образным оперением проигрывает самолёту-низкоплану с оперением классической схемы по причине прироста массы конструкции ГО [9]. Например, близкие по вместимости самолёты Ан-158 и SSJ100/95 (99 и 98 пассажиров соответственно) показывают величины коэффициента топливной эффективности 0.0535184 л/(пасс-км) и 0.0439733 л/(пасс-км). При этом Ан-158 является высокопланом с Т-образным оперением, а SSJ100/95 низкопланом с классическим оперением. Примечательным является также тот факт, что самолёт Fokker 100 вместимостью 107 пассажиров показывает значение 0.0394027 л/(пасс-км) и выполнен по схеме низкоплана с двумя двигателями в хвостовой части фюзеляжа и Т-образным оперением. При этом дальность полёта всех трёх самолётов приблизительно одинакова и составляет около 3100 км (табл. 3 и 5). Этот факт представляется возможным объяснить более высокой культурой проектирования и производства самолётов Fokker по сравнению с самолётами Антонов и Сухой. Тем не менее, самолёт Airbus A318-100SL вместимостью 107 пассажиров имеет значение коэффициента топливной эффективности 0.0383494 л/(пасс-км), обладает гораздо большей дальностью полёта 5900 км и выполнен по схеме низкоплана с двумя двигателями, расположенными на пилонах под крылом, и класси-

ческим оперением. Таким образом, можно сказать, что правильный выбор схемы самолёта для достижения минимального расхода топлива является условием необходимым, но недостаточным.

Сравним схему низкоплана с классическим оперением с двумя и четырьмя двигателями, расположенными на пилонах под крылом.

Сравним самолёты Boeing 777-200LR, Airbus A330-300 и Airbus A340-500.

Наиболее экономичным является самолёт Airbus A330-300, который выполнен по двухдвигательной схеме, и имеет величину коэффициента топливной эффективности 0.0292575 л/(пасс-км). Вместимость самолёта в трёхклассной компоновке пассажирского салона составляет 295 пассажиров, а дальность полёта 11300 км. Вторым по топливной эффективности является самолёт Boeing 777-200LR с показателем коэффициента топливной эффективности 0.0332374 л/(пасс-км), вместимостью 314 пассажиров и дальностью полёта 17370 км. Самолёт выполнен также по двухдвигательной схеме. Самолёт Airbus A340-500 выполнен по четырёхдвигательной схеме и показывает величину коэффициента топливной эффективности 0.0427331 л/(пасс-км). Его вместимость составляет 313 пассажиров, а дальность полёта 16060 км. Значительный проигрыш в топливной эффективности самолёта Airbus A340-500 можно объяснить выбором схемы с четырьмя двигателями, что создаёт большее аэродинамическое сопротивление по сравнению с выбором двухдвигательной схемы с одинаковой суммарной тягой двигателей.

Сила аэродинамического сопротивления самолёта определяется следующим соотношением:

$$X_c = X_{\phi} + X_{кр} + X_{мг} \cdot n_{мг} + X_{го} + X_{во} + X_{взкрф} + X_{взкрмг} \cdot n_{мг} + X_{взфго} + X_{взфво} + X_{ми} \quad (5)$$

где:

X_c — сила аэродинамического сопротивления самолёта, Н;

X_{ϕ} — сила аэродинамического сопротивления фюзеляжа, Н;

$X_{кр}$ — сила аэродинамического сопротивления крыла, Н;

$X_{мг}$ — сила аэродинамического сопротивления мотогондолы, Н;

$n_{мг}$ — количество мотогондол;

$X_{го}$ — сила аэродинамического сопротивления горизонтального оперения, Н;

$X_{во}$ — сила аэродинамического сопротивления вертикального оперения, Н;

$X_{взкрф}$ — сила аэродинамического сопротивления взаимодействия крыла и фюзеляжа, Н;

$X_{взкрмг}$ — сила аэродинамического сопротивления взаимодействия крыла и мотогондолы, Н;

$X_{взфго}$ — сила аэродинамического сопротивления взаимодействия фюзеляжа и горизонтального оперения, Н;

$X_{взфво}$ — сила аэродинамического сопротивления взаимодействия фюзеляжа и вертикального оперения, Н;

$X_{ми}$ — сила аэродинамического сопротивления местных источников (антенны, разрядники статического электричества, стыки обшивок, выступающие в поток воздуха части и др.), Н.

Если допустить, что фюзеляж, крыло, оперение одинаковы, то значения силы аэродинамического сопротивления этих агрегатов в условиях крейсерского полёта также будут одинаковыми. Силы аэродинамического сопротивления взаимодействия крыла и фюзеляжа и фюзеляжа и оперения также являются одинаковыми. Сила аэродинамического сопротивления местных источников также может быть принята одинаковой. В таком случае отличаться будут только силы аэродинамического сопротивления отдельно взятой мотогондолы и силы сопротивления мотогондол в целом, силы аэродинамического сопротивления взаимодействия крыла и мотогондолы, а также силы аэродинамического сопротивления взаимодействия крыла и мотогондол в целом. При этом двигатель большей мощности имеет большие размеры, и мотогондола такого двигателя создаёт более высокую силу аэродинамического сопротивления. Однако при существующих ограничениях (максимально достижимая тяга двигателя и его габариты, а также высота стоек шасси самолёта) две мотогондолы большего диаметра суммарно создают меньшую силу аэродинамического сопротивления по сравнению с силой аэродинамического сопротивления четырёх мотогондол меньшего диаметра при равной суммарной мощности всех двигателей, установленных на самолёте. К этому добавляется сила аэродинамического сопротивления взаимодействия крыла и мотогондол, которая суммарно оказывается более высокой в случае четырёхдвигательной компоновки. Более высокое значение силы аэродинамического сопротивления приводит к более высокому расходу топлива. В целом величина силы аэродинамического

сопротивления самолёта-низкоплана с классическим оперением и четырьмя реактивными двигателями, расположенными на пилонах под крылом, выше величины силы аэродинамического сопротивления самолёта-низкоплана с классическим оперением и двумя реактивными двигателями, расположенными на пилонах под крылом, на 20...30% при прочих равных параметрах и одинаковой суммарной мощности всех двигателей [10].

Кроме того, необходимость размещения четырёх двигателей приводит к росту общей массы самолёта, так как дополнительные два двигателя по сравнению с двухдвигательной схемой необходимо оснащать топливной и другими системами. При этом масса топливной системы у четырёхдвигательного самолёта выше, чем масса топливной системы двухдвигательной машины.

Ярким подтверждением этого служат показатели коэффициента топливной эффективности самолётов семейства Boeing 777 по сравнению с показателями самолётов семейства Airbus A340. Кроме того, прослеживается тенденция укрупнения самолётов двухдвигательной схемы (разработка самолётов семейства 777X) [11].

Выбор шестидвигательной схемы в настоящее время осуществлён фактически только на одном самолёте Ан-225 и объясняется необходимостью обеспечения потребной тяговооружённости самолёта. По таким же описанным выше причинам эта схема при прочих равных условиях проигрывает схеме с четырьмя двигателями.

Таким образом, можно сказать, что с точки зрения достижения минимального расхода топлива наиболее предпочтительными схемами самолётов являются:

1. Для самолётов деловой авиации — схема низкоплана с ГО, расположенным на киле, и двумя реактивными двигателями в хвостовой части фюзеляжа.
2. Для региональных пассажирских самолётов с ТВД — схема высокоплана с двумя двигателями, расположенными на крыле, и классическим оперением.
3. Для региональных пассажирских самолётов с реактивными двигателями — схема низкоплана с двумя двигателями, расположенными на пилонах под крылом, и классическим оперением.
4. Для узкофюзеляжных пассажирских самолётов — схема низкоплана с двумя двигателями, расположенными на пилонах под крылом, и классическим оперением.
5. Для широкофюзеляжных пассажирских самолётов вместимостью до 400 пассажиров — схема низкоплана с двумя двигателями, расположенными на пилонах под крылом, и классическим оперением.
6. Для широкофюзеляжных пассажирских самолётов вместимостью свыше 400 пассажиров — схема низкоплана с четырьмя двигателями, расположенными на пилонах под крылом, и классическим оперением.

7. Для транспортных самолётов грузоподъёмностью до 110 т — схема низкоплана с двумя двигателями, расположенными на пилонах под крылом, и классическим оперением.

8. Для транспортных самолётов грузоподъёмностью свыше 110 т — схема низкоплана с четырьмя двигателями, расположенными на пилонах под крылом, и классическим оперением.

4. Выводы

Проведён анализ схем самолётов гражданской авиации с точки зрения их топливной эффективности. Определены наиболее предпочтительные схемы для пассажирских и транспортных самолётов различной вместимости и грузоподъёмности. Даны рекомендации по проектированию пассажирских и транспортных 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.airbus.com.
- [3] Интернет сайт www.boeing.com.
- [4] Интернет сайт <http://www.antonov.com>.
- [5] Интернет сайт <http://www.tupolev.ru>.
- [6] Интернет сайт <http://www.airlines-inform.com/commercial-aircraft/>.
- [7] Интернет сайт <http://www.flugzeuginfo.net>.
- [8] «Advisory Circular 120-42B», US Department of Transportation, Federal Aviation Administration.
- [9] С.М.Егер Проектирование самолётов. — Москва, Машиностроение, 1983.
- [10] M.Sadraey «Aircraft Performance Analysis' VDM Verlag Dr.Мüller, 2009.'
- [11] M. Kingsley-Jones «Analysis: What does Boeing's 777X mean for airlines and Airbus?» 27.03.2014, интернет сайт www.flightglobal.com.

Shalamov A. N.

GECI GmbH. Germany, Hamburg

DEFINITION OF THE MOST EFFECTIVE MODERN COMMERCIAL AIRPLANES SCHEMES FROM THE AIRPLANES FUEL EFFICIENCY POINT OF VIEW

The commercial airplanes schemes analysis is performed taking into account the airplanes fuel efficiency. The most effective schemes of various capacity passenger airplanes and various payload cargo airplanes are defined. Recommendations of the passenger and cargo airplanes designing are formulated.

Keywords: configuration of the aircraft; the fuel efficiency of aircraft; passenger plane; cargo plane; low; high; design of aircraft.

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.airbus.com.
- [3] Web site www.boeing.com.
- [4] Web site <http://www.antonov.com>.
- [5] Web site <http://www.tupolev.ru>.
- [6] Web site <http://www.airlines-inform.com/commercial-aircraft/>.
- [7] Web site <http://www.flugzeuginfo.net>.
- [8] «Advisory Circular 120-42B», US Department of Transportation, Federal Aviation Administration.
- [9] S. M. Eger. Proektirovanie samoljotov. - Moskva, Mashinostroenie, 1983
- [10] M.Sadraey «Aircraft Performance Analysis' VDM Verlag Dr.Мüller, 2009.'
- [11] M. Kingsley-Jones «Analysis: What does Boeing's 777X mean for airlines and Airbus?» 27.03.2014, интернет сайт www.flightglobal.com.