

УДК629.7.02  
УДК629.7.04

Шаламов А. Н.

GECI GmbH, Германия, г. Гамбург

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ ГРАНИЦЫ ВЫГОДНОСТИ ПЕРЕХОДА ОТ УЗКОФЮЗЕЛЯЖНОГО САМОЛЁТА К ШИРОКОФЮЗЕЛЯЖНОМУ. КОЭФФИЦИЕНТЫ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО СОВЕРШЕНСТВА ФЮЗЕЛЯЖА И САМОЛЁТА В ЦЕЛОМ

*Проведён анализ современных пассажирских самолётов с точки зрения их топливной эффективности. Установлена прямая связь между экономичностью самолёта и величиной удлинения его фюзеляжа. Даны рекомендации по проектированию пассажирских самолётов вместимостью 200...250 пассажиров и более. Определена граница целесообразности перехода от узкофюзеляжного самолёта к широкофюзеляжному. Введены коэффициенты аэродинамического совершенства фюзеляжа и самолёта в целом.*

*Ключевые слова:* топливная эффективность самолёта; аэродинамическое сопротивление; коэффициент аэродинамического совершенства; узкофюзеляжный самолёт; широкофюзеляжный самолёт.

### 1. Введение

Современность предъявляет к пассажирским самолётам ряд противоречивых требований конструктивного, технологического, экологического и эксплуатационного характера. В связи с ростом цен на авиационное топливо на протяжении последних 60 лет особое внимание уделяется вопросу топливной эффективности, которая оказывает существенное значение на стоимость авиационных перевозок.

### 2. Постановка задачи

Целью настоящей статьи является оценка топливной эффективности пассажирских самолётов в диапазоне вместимости 160...250 пассажиров и определение факторов, влияющих на неё, определение границы выгоды перехода от узкофюзеляжного самолёта к широкофюзеляжному, выработка критериев оценки аэродинамического совершенства фюзеляжа и самолёта в целом, а также выдача рекомендаций по проектированию пассажирских самолётов.

### 3. Изложение основного материала исследования

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

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

где:

$k_{\text{то}}$  — коэффициент топливной эффективности самолёта, л/пасс-км;

$Q_{\text{т}}$  — объём топлива, л;

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

$L$  — дальность полёта, км.

Коэффициенты топливной эффективности ряда пассажирских самолётов представлены в таблице 1. Данные для расчётов взяты из [1] и [2].

Особый интерес представляют самолёты вместимостью 160...250 пассажиров в двухклассной компоновке пассажирского салона. С одной стороны, самолёты вместимостью 160...200 пассажиров являются узкофюзеляжными (такими как, например, Боинг 737-800 и 737-900ER, а также Аэробус А320 и А321). С другой стороны самолёты вместимостью 200...250 пассажиров могут быть как узкофюзеляжными (757-200, 757-300), так и широкофюзеляжными (767-200). Вместе с тем самолёты вместимостью более 250 пассажиров являются широкофюзеляжными (767-300, 767-400, А330-200, А330-300). Особого внимания заслуживает созданный в 1980 году Боинг 757. В то время компания Боинг создавала два новых типа пассажирских самолётов: 757 и 767. Если первый предназначался в основном для полётов между западным и восточным побережьем США, то второй создавался для межконтинентальных полётов (прежде всего для трансатлантических рейсов из США в Европу). Если проанализировать данные таблицы 1, то можно заметить, что некоторые модификации 757 и 767 близки с точки зрения пассажироместимости.

Анализ топливной эффективности и определение характеристик современных пассажирских самолётов

Самолёт	$Q_T$ [л]	$n_{\text{пасс}}$ [пасс]	$L$ [км]	$k_{\text{тэ}}$ [л/(пасс·км)]	$H$ [м]	$\rho_v$ [кг/м <sup>3</sup> ]	$V_\infty$ [км/ч]	$V_\infty$ [м/с]	$M$	$\mu$ [Н с/м <sup>2</sup> ]
737-800	26020	160	5665	0.0287070	10660	0.379981	828	230	0.785	$1.44475 \cdot 10^{-5}$
737-900ER	29660	174	5925	0.0287696	10660	0.379981	823	229	0.78	$1.44475 \cdot 10^{-5}$
757-200	43490	200	7222	0.0301094	10660	0.379981	850	236	0.8	$1.44475 \cdot 10^{-5}$
757-300	43400	243	6287	0.0284080	10660	0.379981	850	236	0.8	$1.44475 \cdot 10^{-5}$
A320	27200	150	5700	0.0318129	11000	0.363918	828	230	0.78	$1.43226 \cdot 10^{-5}$
A321	30030	185	5600	0.0289865	11000	0.363918	828	230	0.78	$1.43226 \cdot 10^{-5}$
767-200	63000	224	7130	0.0394460	11000	0.363918	851	236	0.8	$1.43226 \cdot 10^{-5}$
767-300ER	91400	269	11090	0.0306381	11000	0.363918	851	236	0.8	$1.43226 \cdot 10^{-5}$

Более того, модификация 757-200 оказалась способной пересекать Атлантику, то есть выполнять межконтинентальные рейсы. Таким образом представляется возможным проанализировать самолёты 757-200 и 767-200 с точки зрения обеспечения минимальных затрат топлива для выполнения полёта по одному и тому же маршруту и с практически одинаковым количеством пассажиров на борту.

Как известно, одним из решающих факторов, оказывающих влияние на топливную эффективность самолёта, является аэродинамическое сопротивление самолёта в целом.

Сила аэродинамического сопротивления самолёта определяется следующим соотношением:

$$X_c = X_\phi + X_{кр} + X_{мг} \cdot n_{мг} + X_{го} + X_{во} + X_{взкрф} + X_{взкрмг} \cdot n_{мг} + X_{взфго} + X_{взфво} + X_{ми} \quad (2)$$

где:

$X_c$  — сила аэродинамического сопротивления самолёта, Н;

$X_\phi$  — 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.

Для схемы низкоплана с двумя двигателями, установленными в гондолах на пилонках под крылом (которая сейчас является наиболее распространённой в гражданской авиации), особое внимание уделяется снижению силы аэродинамического сопротивления взаимодействия гондолы двигателя с крылом, а также снижению силы аэродинамического сопротивления взаимодействия крыла и фюзеляжа. В последнее время также рассматривается вопрос снижения силы аэродинамического сопротивления взаимодействия фюзеляжа и оперения.

В связи с унификацией самолётов (таких как семейство Аэробус А320: А318, А319, А320, А321; семейство Боинг 737NG: 737-600, 737-700, 737-800, 737-900ER; семейство Аэробус А330: А330-200 и А330-300; семейство Боинг 757: 757-200 и 757-300; семейство Боинг 767: 767-200, 767-300, 767-400ER и др.) производители стараются использовать одно и то же крыло для самолётов одного семейства. Таким образом, в режиме крейсерского полёта сила аэродинамического сопротивления крыла является практически постоянной для самолётов одного семейства. Также производители используют одинаковые киль и стабилизатор в рамках одного семейства самолётов. Это в свою очередь приводит к тому, что сила аэродинамического сопротивления килля и стабилизатора является одинаковой в рамках одного семейства. Сила аэродинамического сопротивления взаимодействия мотогондолы и фюзеляжа зависит от многих факторов, одним из которых является диаметр мотогондолы (и который в свою очередь зависит от степени двухконтурности двигателя), но в рамках данной статьи будем считать, что эта сила одинакова для самолётов одного семейства. Силы аэродинамического сопротивления взаимодействия

крыла и фюзеляжа, а также оперения и фюзеляжа также могут быть приняты постоянными в рамках одного семейства самолётов.

Таким образом, переменной величиной является сила аэродинамического сопротивления фюзеляжа (как правило, производители изменяют длину фюзеляжа для размещения различного количества пассажиров в различных модификациях самолётов одного семейства).

Рассмотрим более подробно вопрос определения силы аэродинамического сопротивления фюзеляжа.

Сила аэродинамического сопротивления фюзеляжа выражается формулой Прандтля [3]:

$$X_{\phi} = C_{x\phi} \cdot S_{\text{крыла}} \cdot q_{\infty} \quad (3)$$

где:

$C_{x\phi}$  — коэффициент аэродинамического сопротивления фюзеляжа;

$S_{\text{крыла}}$  — площадь крыла самолёта, м<sup>2</sup>;

$q_{\infty}$  — скоростной напор невозмущённого потока воздуха, кг/(м·с<sup>2</sup>).

В свою очередь скоростной напор определяется соотношением:

$$q_{\infty} = \frac{\rho_{\text{в}} \cdot V_{\infty}^2}{2} \quad (4)$$

где:

$\rho_{\text{в}}$  — плотность воздуха невозмущённого потока на заданной высоте, кг/м<sup>3</sup>;

$V_{\infty}$  — скорость невозмущённого потока воздуха, м/с.

Коэффициент аэродинамического сопротивления фюзеляжа определяется следующим уравнением [3]:

$$C_{x\phi} = C_{x\phi\_пр} + C_{x\phi\_ин} + C_{x\phi\_в} \quad (5)$$

где:

$C_{x\phi\_пр}$  — коэффициент профильного сопротивления фюзеляжа,

$C_{x\phi\_ин}$  — коэффициент индуктивного сопротивления фюзеляжа,

$C_{x\phi\_в}$  — коэффициент волнового сопротивления фюзеляжа.

В условиях установившегося горизонтального полёта самолёта на заданной высоте (режима крейсерского полёта) фюзеляж самолёта классической схемы не создаёт подъёмной силы, следовательно, коэффициент индуктивного сопротивления фюзеляжа равен нулю. Для дозвукового полёта коэффициент волнового сопротивления фюзеляжа также равен нулю.

Коэффициент профильного сопротивления фюзеляжа определяется соотношением [4]:

$$C_{x\phi\_пр} = C_f \cdot f_{LD} \cdot f_M \cdot \frac{S_{\text{ом}}}{S_{\text{крыла}}} \quad (6)$$

где:

$C_f$  — коэффициент трения плоской пластины;

$f_{LD}$  — фактор, учитывающий удлинение фюзеляжа;

$f_M$  — фактор, учитывающий скорость полёта самолёта;

$S_{\text{ом}}$  — омываемая набегающим потоком воздуха площадь фюзеляжа, м<sup>2</sup>;

$S_{\text{крыла}}$  — площадь крыла самолёта, м<sup>2</sup>.

В свою очередь коэффициент трения плоской пластины для турбулентного потока определяется зависимостью [4]:

$$C_f = \frac{0.455}{[\log_{10}(\text{Re})]^{2.58}} \quad (7)$$

где Re — число Рейнольдса, которое в свою очередь равно [4]:

$$\text{Re} = \frac{\rho_{\text{в}} \cdot V_{\infty} \cdot L_{\phi}}{\mu} \quad (8)$$

где:

$\rho_{\text{в}}$  — плотность воздуха невозмущённого потока на заданной высоте, кг/м<sup>3</sup>;

$V_{\infty}$  — скорость невозмущённого потока воздуха, м/с;

$L_{\phi}$  — длина фюзеляжа, м;

$\mu$  — коэффициент кинематической вязкости воздуха на заданной высоте, Н·с/м<sup>2</sup>.

Фактор, учитывающий удлинение фюзеляжа, равен [4]:

$$f_{LD} = 1 + \frac{60}{\lambda_{\phi}^3} + 0.0025 \cdot \lambda_{\phi} \quad (9)$$

где:

$\lambda_{\phi}$  — удлинение фюзеляжа ( $L_{\phi}/D_{\phi}$ );

$D_{\phi}$  — диаметр фюзеляжа, м.

Фактор, учитывающий число Маха, равен [4]:

$$f_M = 1 - 0.08 \cdot M^{1.45} \quad (10)$$

где  $M$  — число Маха.

Омываемая набегающим потоком воздуха площадь фюзеляжа равна:

$$S_{\text{ом}} = S_{\text{нчф}} + S_{\text{цчф}} + S_{\text{хчф}} \quad (11)$$

где:

$S_{\text{нчф}}$  — омываемая набегающим потоком воздуха площадь носовой части фюзеляжа, м<sup>2</sup>;

$S_{\text{цчф}}$  — омываемая набегающим потоком воздуха площадь центральной части фюзеляжа, м<sup>2</sup>;

$S_{\text{хчф}}$  — омываемая набегающим потоком воздуха площадь хвостовой части фюзеляжа, м<sup>2</sup>.

В свою очередь, омываемая набегающим потоком воздуха площадь носовой части фюзеляжа равна:

$$S_{\text{нчф}} = \sqrt{2} \cdot \pi \cdot \frac{D_{\phi}}{2} \sqrt{L_{\text{нчф}}^2 + \frac{D_{\phi}^2}{2}} \quad (12)$$

где  $L_{нчф}$  — длина носовой части фюзеляжа, м.

Омываемая набегающим потоком воздуха площадь центральной части фюзеляжа равна:

$$S_{цчф} = \pi \cdot D_{ф} \cdot L_{цчф} \quad (13)$$

где  $L_{цчф}$  — длина центральной части фюзеляжа, м.

Омываемая набегающим потоком воздуха площадь хвостовой части фюзеляжа равна:

$$S_{хчф} = \sqrt{2} \cdot \pi \cdot \frac{D_{ф}}{2} \sqrt{L_{цчф}^2 + \frac{D_{ф}^2}{2}} \quad (14)$$

где  $L_{нчф}$  — длина носовой части фюзеляжа, м.

Результаты вспомогательных вычислений представлены в таблицах 2 и 3. Данные для расчётов взяты из [1], [2] и [5]. Значения коэффициентов аэродинамического сопротивления фюзеляжей ряда самолётов представлены в таблице 3.

Сравнивая данные таблиц 1 и 2, возможно проследить чёткую связь между величинами коэффициента топливной эффективности и величинами удлинения фюзеляжа. Так, чем выше величина удлинения фюзеляжа, тем ниже величина коэффициента топливной эффективности и тем более экономичным является самолёт.

Кроме аэродинамического сопротивления самого фюзеляжа следует также учитывать аэродинамическое сопротивление других частей самолёта и их взаимной интерференции. Для упрощения расчётов представляется возможным взять данные самолёта 757-200 из [6] и ввиду одинаковой схемы самолётов (низкоплан с классическим оперением и двумя расположенными на пилонах под крылом двигателями) применить процентное соотношение сопротивления частей самолёта 757-200 к другим самолётам. Зная значение коэффициента аэродинамического сопротивления всего самолёта, возможно определить величину индуктивного сопротивления и величину сопротивления интерференции частей самолёта. Применяя такой же подход, возможно определить величину индуктивного сопротивления и величину сопротивления интерференции частей для других самолётов такой же схемы. Следует отметить, что если есть результаты подробного аэродинамического расчёта самолёта, то лучше использовать их.

Результаты расчётов представлены в таблице 4.

Анализируя данные таблицы 4 можно сказать, что наименьшее аэродинамическое сопротивление у самолёта 737-800, а наибольшее — у 767-300ER. Представляется возможным ввести коэффициент аэродинамического совершенства фюзеляжа само-

Таблица 2

Определение характеристик современных пассажирских самолётов

Самолёт	$L_{нчф}$ [м]	$L_{хчф}$ [м]	$L_{ф}$ [м]	$L_{цчф}$ [м]	$D_{ф}$ [м]	$\lambda_{ф}$	$S_{ф}$ [м <sup>2</sup> ]	$S_{нчф}$ [м <sup>2</sup> ]	$S_{цчф}$ [м <sup>2</sup> ]	$S_{хчф}$ [м <sup>2</sup> ]
737-800	5.3	10.7	38	22	3.76	10.11	11.1	47.0	259.9	90.7
737-900ER	5.3	10.7	40.61	24.61	3.76	10.80	11.1	47.0	290.7	90.7
757-200	6.2	12.5	47	28.3	3.76	12.50	11.1	54.1	334.3	105.6
757-300	6.2	12.5	54.15	35.45	3.76	14.40	11.1	54.1	418.7	105.6
A320	4.8	11.7	37.57	21.07	3.95	9.51	12.3	45.5	261.5	104.1
A321	4.8	11.7	44.51	28.01	3.95	11.27	12.3	45.5	347.6	104.1
767-200	7.5	15.6	46.6	23.5	5.22	8.93	21.4	92.1	385.4	183.4
767-300ER	7.5	15.6	53	29.9	5.22	10.15	21.4	92.1	490.3	183.4

Таблица 3

Определение характеристик современных пассажирских самолётов

Самолёт	$S_{ом}$ [м <sup>2</sup> ]	$S_{кр}$ [м <sup>2</sup> ]	$S_{ом}/S_{крыла}$	Re	$C_f$	$f_{LD}$	$f_M$	$C_{хф}$	$X_{ф}$ [Н]
737-800	397.6	125	3.18	229869108	0.0018990	1.0833911	0.9436815	0.0061752	7758
737-900ER	428.4	125	3.43	244174047	0.0018837	1.0746242	0.9442009	0.0065507	8131
757-200	494.0	181.25	2.73	291865970	0.0018395	1.0619700	0.9421144	0.0050161	9630
757-300	578.4	181.25	3.19	336266857	0.0018055	1.0560912	0.9421144	0.0057331	11006
A320	411.1	122.6	3.35	219558727	0.0019107	1.0935084	0.9442009	0.0066155	7807
A321	497.2	122.6	4.06	260116022	0.0018679	1.0701052	0.9442009	0.0076546	9033
767-200	660.9	283.3	2.33	279894684	0.0018498	1.1066525	0.9421144	0.0044989	12959
767-300ER	765.8	283.3	2.70	318335156	0.0018186	1.0827070	0.9421144	0.0050145	14445

Определение характеристик современных пассажирских самолётов

Самолёт	$k_{АСФ}$ [Н/пасс]	$C_{xc\_пр}$	$C_{x\_c}$	$X_c$ [Н]	$k_{ACC}$ [Н/пасс]
737-800	48.5	0.017643492	0.036757276	46179	288.6
737-900ER	46.7	0.01871638	0.038992458	48397	278.1
757-200	48.1	0.014331615	0.029857531	57319	286.6
757-300	45.3	0.01638024	0.0341255	65512	269.6
A320	52.0	0.018901493	0.039378111	46470	309.8
A321	48.8	0.021870181	0.045562876	53769	290.6
767-200	57.9	0.012854031	0.02677923	77139	344.4
767-300ER	53.7	0.014327235	0.029848406	85980	319.6

лёт и коэффициент аэродинамического совершенства самолёта в целом в режиме установившегося крейсерского полёта.

$$k_{АСФ} = \frac{X_{\Phi}}{n_{пасс}} \quad (15)$$

где:

$k_{АСФ}$  — коэффициент аэродинамического совершенства фюзеляжа самолёта, Н/пасс.;

$X_{\Phi}$  — сила аэродинамического сопротивления фюзеляжа, Н;

$n_{пасс}$  — количество пассажиров на борту.

$$k_{ACC} = \frac{X_c}{n_{пасс}} \quad (16)$$

где:

$k_{ACC}$  — коэффициент аэродинамического совершенства самолёта, Н/пасс.;

$X_c$  — сила аэродинамического сопротивления самолёта, Н;

$n_{пасс}$  — количество пассажиров на борту.

Величины коэффициентов аэродинамического совершенства фюзеляжей ряда самолётов и самих самолётов представлены в таблице 4.

Данные таблицы 4 показывают, что наименьшее значение коэффициента аэродинамического совершенства фюзеляжа и самолёта у 757-300, наибольшее — у 767-200.

По результатам проведённых расчётов можно сказать, что наиболее предпочтительной схемой для самолёта вместительностью 200...250 пассажиров при двухклассной компоновке пассажирского салона является схема узкофюзеляжного самолёта-низкоплана с двумя реактивными двигателями, расположенными на пилонах под крылом, и с классическим оперением. При этом оптимальным диапазоном величины удлинения фюзеляжа является 12...14. При повышении величины удлинения фюзеляжа удельный расход топлива понижается, несмотря на незначительный рост коэффициента аэродинамического сопротивления. Поэтому при проектировании семейства самолётов с одинаковы-

ми крылом и оперением и с изменяющейся длиной фюзеляжа наиболее предпочтительным является создание базовой модели с удлинением фюзеляжа 12 и удлинённой модели с удлинением фюзеляжа 14. Возможно также создание модели с укороченным фюзеляжем с удлинением 10, но у этой модели будут наихудшие показатели топливной эффективности. Создание самолёта с удлинением свыше 14 нецелесообразно по соображениям прочности и из-за прироста массы конструкции фюзеляжа, а также из условий комфортности размещения пассажиров и скорости заполнения/освобождения пассажирского салона самолёта.

Принимая во внимание величину диаметра фюзеляжа узкофюзеляжного самолёта (3.7...4м) и шага установки кресел в пассажирском салоне (0.91м для салона первого класса и 0.81м для салона второго класса), рекомендуется создавать семейство самолётов вместимостью 200, 222 и 244 пассажира в двухклассной компоновке пассажирского салона с соотношением кресел 20+180, 24+198 и 28+216. Увеличение длины фюзеляжа при переходе от одной модификации к другой составит 3.34м, при этом шаг установки кресел в салоне первого класса составляет 0.91м, а в салоне второго класса 0.81м. Общие размеры такого самолёта позволят разместить на борту достаточное количество топлива для выполнения трансатлантических полётов, что подтверждается опытом эксплуатации самолёта 757-200. Для самолётов вместимостью свыше 250 пассажиров более выгодной схемой является схема широкофюзеляжного самолёта с рекомендуемой величиной удлинения фюзеляжа в диапазоне 12...14.

Для оценки аэродинамического совершенства фюзеляжа в режиме крейсерского полёта предложен коэффициент аэродинамического совершенства фюзеляжа, для оценки аэродинамического совершенства всего самолёта в режиме крейсерского полёта предложен коэффициент аэродинамического совершенства самолёта в целом. При переходе от узкофюзеляжного самолёта к широкофюзе-

ляжному происходит резкий скачок силы аэродинамического сопротивления, что обусловлено увеличением площади миделя фюзеляжа. При одинаковой вместимости фюзеляжа рост силы аэродинамического сопротивления также объясняется снижением величины удлинения фюзеляжа, так как при увеличении диаметра фюзеляжа его потребная длина уменьшается. Указанные явления отображает коэффициент аэродинамического совершенства фюзеляжа и коэффициент аэродинамического совершенства самолёта в целом.

#### 4. Выводы

Проведён анализ современных самолётов с точки зрения топливной эффективности. Установлена прямая связь между экономичностью самолёта и величиной удлинения его фюзеляжа. Даны рекомендации по проектированию пассажирских

самолётов вместимостью 200...250 пассажиров и более. Определена граница целесообразности перехода от узкофюзеляжного самолёта к широкофюзеляжному. Введены коэффициенты аэродинамического совершенства фюзеляжа и самолёта в целом.

#### Литература

- [1] Интернет сайт [www.boeing.com](http://www.boeing.com).
- [2] Интернет сайт [www.airbus.com](http://www.airbus.com).
- [3] Т. И. Лигум «Аэродинамика и динамика полёта турбореактивных самолётов», издательство «Транспорт», Москва, 1967.
- [4] M.Sadraey «Aircraft performance analysis», VDM Verlag Dr. Müller, 2009.
- [5] Интернет сайт [www.aero.stanford.edu/stdatm.html](http://www.aero.stanford.edu/stdatm.html).
- [6] T.M.Young «Investigations into the operational effectiveness of hybrid laminar flow control aircraft», Cranfield University, 2002.

*Shalamov A. N.*

GECI GmbH, Germany, Hamburg

#### NARROW TO WIDE BODY AIRPLANE SHIFT RANGE DEFINITION. FUSELAGE AND AIRPLANE AERODYNAMIC EFFICIENCY FACTORS

*The narrow to wide body capacity shift range is defined. The fuel efficiency analysis of modern airplanes is done. A link between the fuel economy and the airplane slenderness ratio is determined. Recommendations for the design of passenger airplanes with a capacity of 200 ... 250 seats are formulated. The narrow to wide body airplane shift range is defined. Coefficients of the fuselage and entire airplane aerodynamic efficiency are introduced.*

*Keywords:* fuel efficiency of aircraft; aerodynamic drag coefficient of aerodynamic perfection; narrow-body aircraft; wide-body aircraft.

#### References

- [1] Web site [www.boeing.com](http://www.boeing.com).
- [2] Web site [www.airbus.com](http://www.airbus.com).
- [3] T. I. Ligum «Aerodynamics and flight dynamics of turbojets», «Transport», Moscow, 1967.
- [4] M. Sadraey «Aircraft performance analysis», VDM Verlag Dr. Müller, 2009/
- [5] Web site [www.aero.stanford.edu/stdatm.html](http://www.aero.stanford.edu/stdatm.html).
- [6] T. M. Yong «Investigations into the operational effectiveness of hybrid laminar flow control aircraft», Cranfield University, 2002.