

УДК 681.3:629.7

## **Расчётно-экспериментальные исследования скоростных крыльев перспективных магистральных самолётов**

**Болсуновский А.Л.\*, Бузоверя Н.П., Скоморохов С.И.\*\*,**

**Чернышёв И.Л.\*\*\***

*Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора  
Н.Е. Жуковского, ЦАГИ, ул. Жуковского, 1, Жуковский, 140180, Россия*

*\*e-mail: bolsun@progtech.ru*

*\*\*e-mail: skomorohov@tsagi.ru*

*\*\*\*e-mail: ivan.chernyshev@tsagi.ru*

### **Аннотация**

Дано описание методики аэродинамического проектирования и результатов экспериментальных исследований двух скоростных крыльев тематических моделей дальнемагистральных самолётов (ДМС). Рассматривались два значения крейсерского числа Маха: достаточно освоенное в мировой практике  $M=0.85$  и околосвуковое  $M=0.9$ . Крылья проектировались при помощи разработанной авторами методики аэродинамического проектирования, использующей прямые и обратные методы вычислительной аэродинамики, а также оптимизационные процедуры. Проектирование осуществляется в три этапа. На первом этапе выбирается начальная геометрия крыла по имеющимся данным от прототипов. На втором этапе она модифицируется путём решения обратной задачи с заданным благоприятным распределением давления на основном крейсерском режиме полёта. Заданное распределение давления выбирается проектировщиком так,

чтобы минимизировать волновое (ослабить или даже ликвидировать скачки уплотнения), профильное (ослабить сильные градиенты давления и устранить отрывы) и индуктивное (обеспечить близкое к эллиптическому распределение нагрузки по размаху) сопротивление. Наконец, на третьем этапе включается процедура многорежимной оптимизации. Как и при проектировании предыдущих крыльев применялась трёхэтапная процедура аэродинамического проектирования [1], состоящая из этапа начального выбора геометрии, этапа решения обратной задачи и этапа многорежимной оптимизации. Испытания моделей проводились в большой трансзвуковой аэродинамической трубе (АДТ) ЦАГИ Т-106М. Показано, что разработанные крылья действительно обеспечивают достижение заданных крейсерских чисел Маха  $M=0.85$  и  $M=0.9$ , соответственно, и могут быть рекомендованы для проработки компоновки перспективных дальнемагистральных самолётов.

**Ключевые слова:** аэродинамическое проектирование, скоростное крыло, дальнемагистральный самолёт, экспериментальные исследования модели самолета в аэродинамической трубе.

## **Введение**

Главнейшее преимущество авиации перед другими видами транспорта – это скорость, поэтому очевидно, что любые попытки увеличения скорости полёта не в ущерб другим характеристикам (расход топлива, стоимость, вредные выбросы, шум, звуковой удар и пр.) будут благосклонно восприняты пассажирами и

авиакомпаниями. За счёт увеличения скорости улучшается комфорт для пассажиров, растёт оборачиваемость самолёта, снижается временная амортизация двигателей и других систем. Может проявиться и дискретный качественный эффект, когда, например, появляется возможность увеличить число рейсов воздушного судна за сутки, или обслуживать конкретный маршрут меньшим количеством самолётов.

В то же время, как показала неудачная кампания фирмы Боинг с самолётом “Sonic cruiser”, авиакомпании не готовы приобретать самолёт, в котором не очень значительное на их взгляд увеличение скорости достигается ценой ухудшения экономических характеристик. Это вынудило фирму перейти к программе экономически более эффективного самолёта В-787 с крейсерским числом Маха  $M=0.85$ . Комплексные исследования, проведённые несколько лет назад в ЦАГИ, показали, что сильное ухудшение прямых эксплуатационных расходов начинается после  $M=0.9$ , поэтому целесообразно проработать варианты самолётов с крейсерским числом Маха в диапазоне от  $M=0.85$  до  $M=0.9$ .

Настоящая статья посвящена обоснованию выбора параметров и аэродинамическому проектированию скоростных крыльев дальнего магистрального самолёта (ДМС). Было спроектировано два крыла с расчётными числами крейсерского числа Маха  $M_{\text{КРЕЙС}}=0.85\div 0.87$  (ДМС085) и  $M_{\text{КРЕЙС}}=0.9\div 0.92$  (ДМС090). Для определения геометрии крыльев применялась стандартная методика проектирования при помощи численных методов. На основании проведённых расчётов изготовлены и испытаны в аэродинамической трубе ЦАГИ

Т-106М тематические модели ДМС, причём первое из крыльев в силу большей вероятности практической реализации сразу проектировалось с учётом интерференции с близко расположенными подкрыльевыми мотогондолами большой степени двухконтурности. Дано описание полученных экспериментальных результатов, приведено сравнение с расчётными результатами, а также с данными по другим самолётам.

### **Разработка аэродинамической компоновки крыла ДМС с $M_{\text{КРЕЙС}}=0.85$**

Современные дальнемагистральные самолёты, разрабатываемые за рубежом, имеют крейсерскую скорость, эквивалентную  $M=0.85$ . Данная скорость достигается соответствующим выбором стреловидности и относительной толщины крыла. Так, например, стреловидность по  $1/4$  хорд крыла самолёта А-380 составляет  $33.5^\circ$ [2, 3], а стреловидность крыла самолёта В-787 около  $32.2^\circ$ [4, 5], правда, по некоторым источникам [6]  $M_{\text{КРЕЙС}}$  последнего составляет всего  $M=0.83$ . Стреловидность крыла А-350 ещё меньше  $\sim 31.9^\circ$ [7]

В начале 90-х годов по инициативе КБ им С.В. Ильюшина совместно с ЦАГИ разрабатывались скоростные крылья с  $M_{\text{КРЕЙС}}=0.85$  для модификации самолёта Ил-96 [8]. Типичными параметрами этих крыльев являлись:  $\lambda_{\text{тр}}=9$ ,  $\chi_{1/4}=34.5^\circ \div 35^\circ$ ,  $\bar{c}=14-10-9\%$  (у Ил-96  $\lambda_{\text{тр}}=9.2$ ,  $\chi_{1/4}=30^\circ$ ,  $\bar{c}=14.5-10-9\%$ ). В дальнейшем в ЦАГИ разрабатывались и другие крылья (ТW1, ТW2) с несколько меньшей стреловидностью  $\chi_{1/4}=33^\circ$ . Заметим, что все эти крылья проектировались

без учёта влияния мотогондол, и при испытаниях с мотогондолой, как правило, не достигали расчётного значения  $M=0.85$ .

В данной работе, впервые в отечественной практике, скоростное крыло на  $M=0.85$  проектировалось сразу с учётом интерференции с близко расположенной мотогондолой большого диаметра ( $m=10.5$ ). Известно, что наличие близкорасположенной мотогонды может резко изменить картину течения на крыле и вызвать, например, сильные скачки уплотнения [1, 9÷11]. Задачей проектирования являлось достижение расчётного числа Маха  $M=0.85$  на полной компоновке и достижение высоких значений крейсерского качества при больших  $C_y \sim 0.55 \div 0.6$ .

Для экспериментальных исследований использовалась тематическая модель БСМС (рис. 1), на которой ранее были испытаны крылья с меньшим расчётным числом Маха: т.н. крыло 4 ( $M_{\text{КРЕЙС}}=0.8$   $\lambda_{\text{ТР}}=10.5$   $\chi_{1/4}=26.65^\circ$ ) и крыло 5 ( $M_{\text{КРЕЙС}}=0.82$   $\lambda_{\text{ТР}}=11.5 \div 12.5$   $\chi_{1/4}=28.9^\circ$ ). Результаты испытаний модели БСМС с данными крыльями показали, что крыло 5 обеспечивает выигрыш в аэродинамическом параметре дальности  $K \cdot M$  и за счёт увеличения аэродинамического качества, и за счёт увеличения числа Маха. Новое скоростное крыло 6 (ДМС085) было выполнено практически с той же площадью и тем же удлинением по базовой трапеции, что и крыло 4 (рис.2), так что весь выигрыш в параметре дальности предполагалось достигнуть за счёт увеличения скорости.



Рис.1 – Модель БСМС в АДТ Т-106М

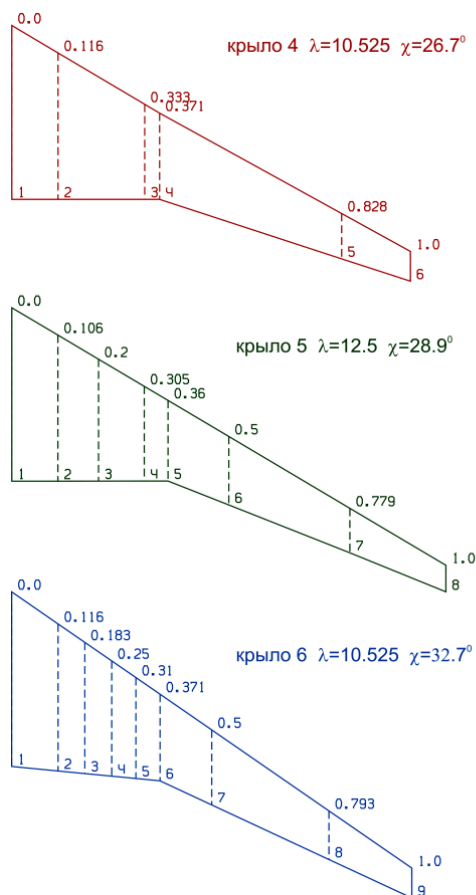


Рис.2 - Сравнение форм в плане

Крыло 6 должно обеспечивать крейсерский полёт с числом Маха  $M=0.85$  – на  $\Delta M=0.05$  больше, чем крыло 4. Обычно увеличение скорости достигается за

счёт увеличения стреловидности (продвижение на  $\Delta M=0.01$  требует увеличения стреловидности на  $\sim 2.5^\circ$ ) и/или снижения относительной толщины (продвижение на  $\Delta M=0.01$  требует снижения толщины на  $\sim 1\%$ ). Оба подхода приблизительно равноценны с точки зрения увеличения веса. Крыло с большей стреловидностью несколько мягче входит в кризис, но имеет чуть меньшее аэродинамическое качество на расчётном режиме. Часто определяющим фактором по выбору стреловидности и толщины крыла является ограничение на внутренний объём топлива.

При проектировании компоновки крыла ДМС085 были использованы оба пути. Стреловидность крыла была увеличена до  $\chi_{1/4}=32.7^\circ$  (рис.2), а относительная толщина базовых сечений снижена приблизительно на 2% по сравнению с крылом 4 (рис.3).

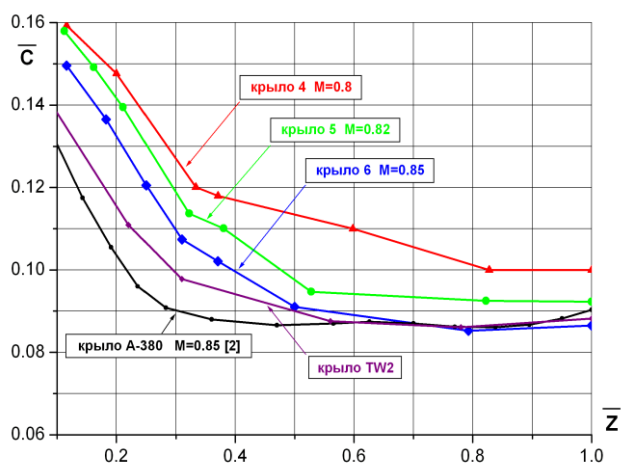


Рис. 3 – Распределение относительных толщин по размаху

Заметим, что относительная толщина корневых сечений крыла ДМС085 заметно выше, чем у ранее разрабатывавшихся отечественных крыльев и крыла

самолёта А-380. Характеристики крыла в плане следующие:  $S_{\text{TP}}=0.336 \text{ м}^2$ ,  $L=1.9 \text{ м}$ ,  $\lambda_{\text{TP}}=10.74$ ,  $\eta=4.18$ ,  $\chi_{1/4}=32.7^\circ$ ,  $\bar{Z}_{\text{ИЗЛ}}=0.37$  – т.е. близки к характеристикам крыла 4, за исключением увеличенной на  $6^\circ$  стреловидности. Геометрия остальных элементов модели БСМС: фюзеляжа, мотогондол, оперения и зализа не менялась. Оценка учета деформации крыла не проводилась [13].

В основу аэродинамического проектирования крыла ДМС085 были положены следующие основные соображения:

- расчётные значения волнового сопротивления на выбранных режимах не должны превышать соответствующих значений  $C_{xВ}$  для крыльев 4 и 5;
- максимальный угол атаки фюзеляжа в крейсерском режиме не должен превышать  $\sim 2^\circ$ ;
- не должны сильно ухудшиться взлётно-посадочные характеристики при малых скоростях;
- относительная толщина бортового профиля должна быть не меньше 15% для обеспечения достаточных внутренних объёмов под топливо в крыле и центроплане.

Крыло ДМС085 компоновалось по восьми базовым сечениям (рис.2). Как и при проектировании предыдущих крыльев применялась трёхэтапная процедура аэродинамического проектирования [1, 14], состоящая из этапа начального выбора геометрии, этапа решения обратной задачи и этапа многорежимной оптимизации. Наиболее трудоёмким при проектировании является этап оптимизации, так как он требует больших затрат машинного времени не только



для собственно решения математической задачи поиска экстремума функции многих переменных, но и нескольких повторных глобальных итераций переопределения весов при различных режимах с целью получения желаемых характеристик. Не исключена и повторная формулировка задачи оптимизации с новой начальной геометрией. В оптимизации учитывались не только аэродинамические характеристики на крейсерских режимах полёта, но и несущие характеристики при малых скоростях [15]. За счёт этого удалось поднять расчётное значение  $C_{уМАХ}$  при малых скоростях в натуральных условиях с 1.37 у начального приближения до 1.44 у конечного варианта крыла.

Для крыла ДМС085 рассматривались следующие режимы крейсерского полёта:  $M=0.85 C_{у}=0.57$ ,  $M=0.86 C_{у}=0.54$ ,  $M=0.87 C_{у}=0.51$  и  $M=0.86 C_{у}=0.46$ . Первый режим учитывался дважды: при натуральных и при трубных условиях. Трубный режим был введён для предотвращения появления заметных диффузорных отрывов вблизи задней кромки крыла в условиях эксперимента с передней фиксацией перехода пограничного слоя. Расчёт обтекания компоновки крыло+фюзеляж+мотогондолы при натуральных и трубных условиях проводился при помощи программы BLWF-31 [1]. Переменными оптимизации являлись геометрические вариации базовых сечений крыла: крутка сечения, изменение толщины или вогнутости профиля, сдвиг максимальной ординаты по хорде, отклонение носика и хвостика, изменение радиуса кривизны носка профиля, локальные вариации верхней поверхности. Форма в плане не варьировалась. Размерность задачи оптимизации составляла 50÷60 вариаций, потребное

машинное время – около трёх суток на ПК Pentium IV-3000 на один вариант. Общее время проектирования крыла ДМС085 составило около 3-х месяцев.

### Результаты испытаний модели ДМС085 в АДТ Т-106М

Программа испытаний, состоящая из 51 тематических пусков, включала в себя весовые испытания модели в различных конфигурациях, как при свободном, так и при фиксированном положении перехода пограничного слоя на крыле и других элементах (фюзеляж, оперение, мотогондолы).

Фиксация перехода на элементах модели осуществлялась с помощью турбулизаторов цилиндрического типа высотой 0.1 мм. Подробное внимание уделялось методике определения собственного сопротивления турбулизаторов на крыле. Для этого были выполнены дополнительные пуски с двойным рядом турбулизаторов  $\overline{X}_n = 10, 11\%$  (предложено В.А. Бариновым) на обеих поверхностях крыла (рис.4) как методом  $M = \text{const}$  при  $M = 0.8$  и  $M = 0.85$  с шагом  $\Delta\alpha = 0.5^\circ$ , так и методом  $\alpha = \text{const}$  при  $\alpha = 1^\circ$ ,  $\alpha = 2.5^\circ$  и  $\alpha = 4^\circ$

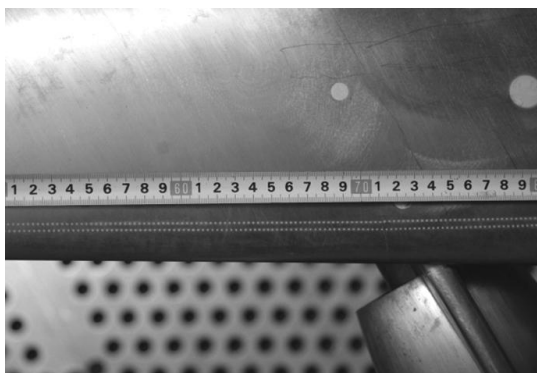


Рис.4 – Двойной ряд турбулизаторов на верхней и нижней поверхности крыла

Из рис.5 видно, что для корректного определения поправок на сопротивление турбулизаторов необходимо использовать много точек на поляре. Сложный характер поляры (после  $C_{y0.6}$  начинается резкий отвал за счёт развития волновых и отрывных явлений) не позволяет представить её простой квадратичной зависимостью, и именно в точке перегиба  $C_{y0.6}$ , являющейся точкой максимального аэродинамического качества, интерполяция поляры с двойным рядом турбулизаторов по малому количеству точек (в данном случае по трём) приводит к наибольшей погрешности. В целом, сопротивление турбулизаторов в диапазоне крейсерских  $C_y$ , даже при  $M=0.85$  не превышает величины  $\Delta C_x \sim 0.0015 \div 0.002$ , тогда как по прореженным данным можно было бы сделать неправильную оценку  $\Delta C_x \sim 0.003 \div 0.004$ .

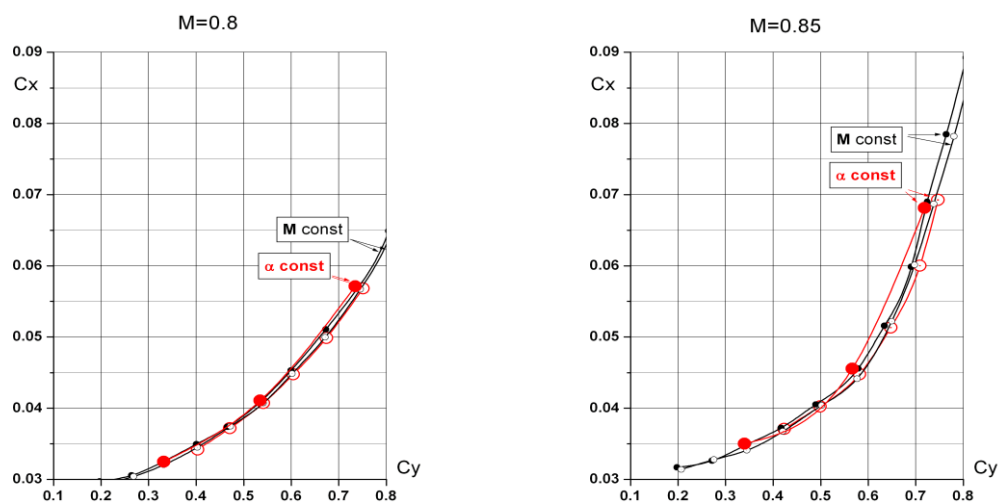


Рис.5 – Экспериментальные поляры с одинарным (светлые символы) и двойным (тёмные) рядами турбулизаторов

Поляры модели при фиксированном переходе пограничного слоя представлены на рис.6. Внутреннее сопротивление протоков и сопротивление турбулизаторов не вычиталось. Сравнение поляр компоновок крыло+фюзеляж, крыло+фюзеляж+мотогондола (модель без оперения) и полной компоновки ( $\varphi_{ГО}=0^\circ$ ) показывает, что дополнительное сопротивление от установки мотогондол составляет  $\Delta C_{x_{MG}} \sim 0.005 \div 0.006$  ( $C_y = 0.5 \div 0.6$ ), причём оно наименьшее при расчётном числе  $M=0.85$ , что свидетельствует о благоприятной интерференции, полученной благодаря корректному учёту влияния мотогондол при проектировании крыла.

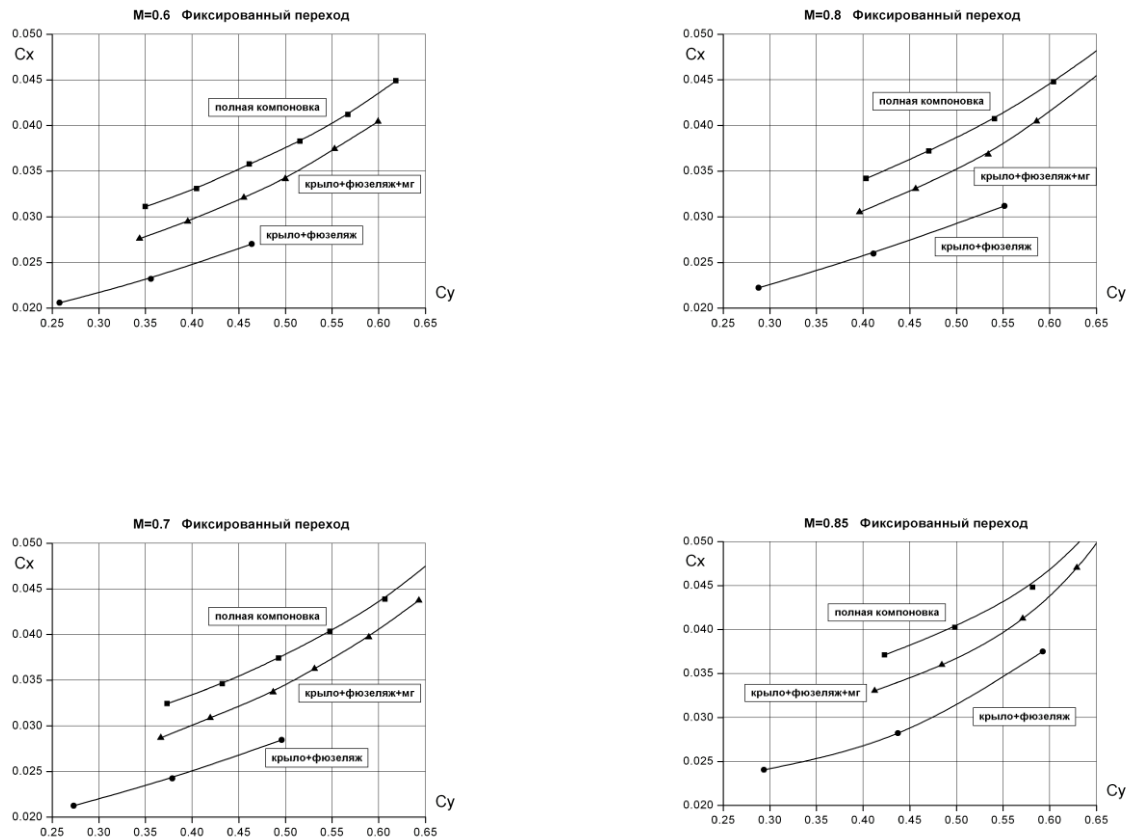


Рис.6 – Экспериментальные поляры при различных числах Маха

На рис.7 приведены зависимости  $K_{MAX}=f(M)$  и  $M \cdot K_{MAX}=f(M)$  для полной модели. Видно, что максимум произведения  $M \cdot K_{MAX}$  достигается при свободном переходе при числе  $M=0.85$ , а при фиксированном при числе  $M=0.84$ , с очень слабым падением при расчётном числе  $M=0.85$ . Следует отметить, что учёт возрастания собственного сопротивления турбулизаторов по числу Маха возвращает обычно максимум зависимости  $M \cdot K_{MAX}=f(M)$  на расчётное число  $M$ .

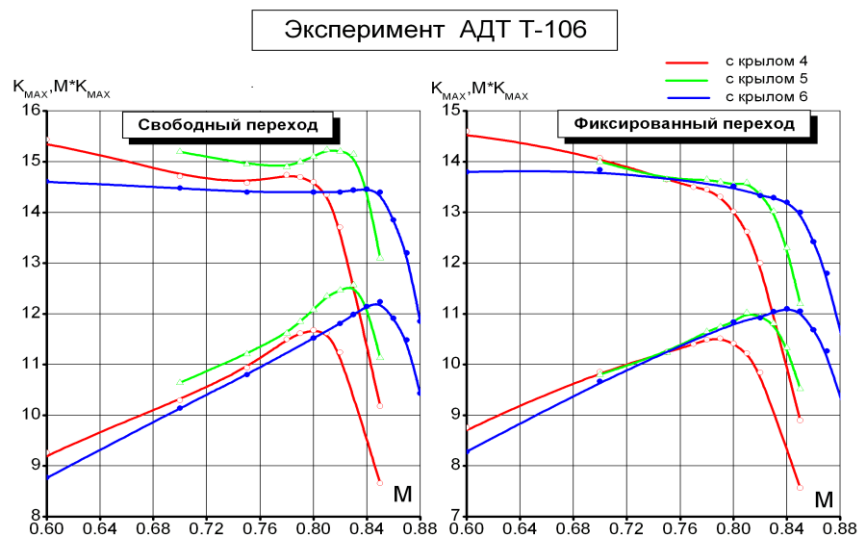


Рис. 7 - Сравнение аэродинамического качества и параметра дальности для трёх крыльев

Аэродинамическое качество полной модели с крылом 6 при  $M=0.85$  оказалось близким к качеству модели с крылом 4 при  $M=0.8$ . Таким образом, экспериментально доказано, что спроектированное крыло ДМС085 с близко расположенными мотогондолами большого диаметра действительно обеспечивает крейсерское число Маха  $M=0.85$  и может быть рекомендовано для проработки компоновки перспективных средних и дальних магистральных самолётов. Значение параметра аэродинамической дальности превышает аналогичное значение для базового крыла 4 на 4.8% при свободном и на 6.2% при фиксированном переходе. Заметим, что, несмотря на значительно большее значение  $M_{кр*}$ , крыло ДМС085 проигрывает крылу 4 БСМС по  $K_{MAX}$  при меньших числах Маха  $M=0.6 \div 0.74$ . Это свидетельствует о необходимости коррекции методики [16], использующейся при выборе параметров самолёта на этапе формирования облика.

Несущие характеристики крыла ДМС085 оказались на уровне крыла 4 и 5 как при малых, так и при больших скоростях (рис.8).

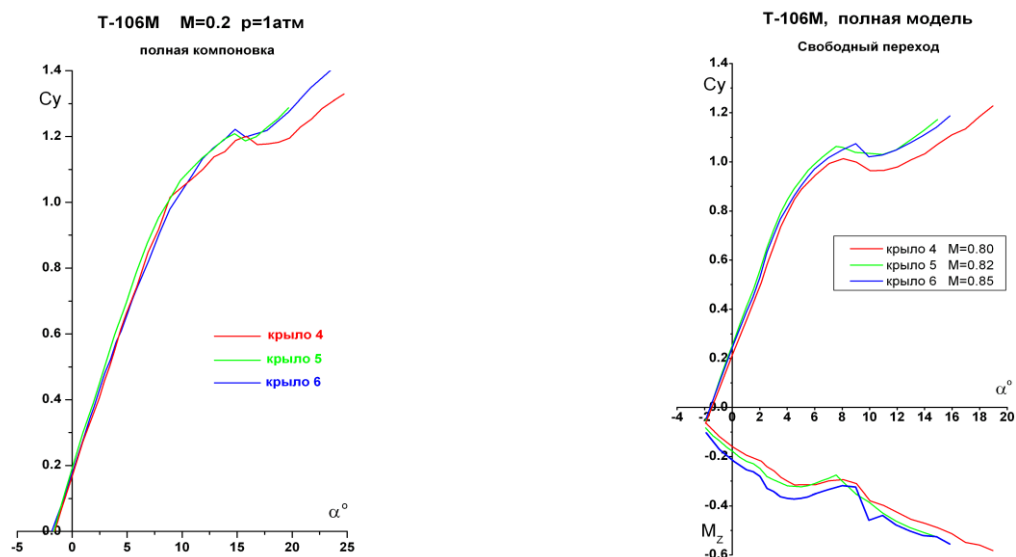


Рис. 8 - Несущие и моментные характеристики при малых и больших скоростях

### Разработка аэродинамической компоновки крыла ДМС с $M_{КРЕЙС}=0.9$

Диапазон околосвуковых скоростей полёта ( $0.9 < M < 1.1$ ) неоднократно привлекал внимание разработчиков как в 60-70-ые годы [20, 21], так и сравнительно недавно [17÷19] в связи с появлением, например, в России проектов ПС-1000 (Г.П. Свищев, Л.Е. Васильев), КР-860 (М.П. Симонов), и проекта “Sonic cruiser” фирмы Боинг [3]. Прослеживалось две тенденции движения к околосвуковым скоростям: первый путь – от существующих дозвуковых самолётов со стреловидным крылом большого удлинения за счёт дальнейшего увеличения стреловидности и снижения относительной толщины профилей крыла; второй путь – от сверхзвуковых самолётов с дельтовидным крылом путём

увеличения удлинения консолей для улучшения крейсерского аэродинамического качества и взлётно-посадочных характеристик. Представители первого направления занимают нижнюю нишу скоростей ( $M=0.9\div 0.95$ ), тогда как самолёты с дельтовидным крылом нацелены на более высокую скорость ( $M=0.95\div 0.98$ , как у “Sonic cruiser”). Последнее означает, что в процессе лётных испытаний, в соответствии с нормами лётной годности гражданских самолётов, необходимо будет выйти на сверхзвуковые режимы ( $\Delta M=0.07$  от  $M_{\text{КРЕЙС}}$ ).

Данный раздел посвящён проектированию аэродинамической компоновки более скоростного крыла классического типа ДМС090 с  $M_{\text{КРЕЙС}}=0.90\div 0.92$ . Для экспериментальных исследований использовалась тематическая модель ДМС с цилиндрическим фюзеляжем близким по форме к фюзеляжу Ил-96 (рис.9). Поджатие площади поперечного сечения фюзеляжа в районе крыла не применялось. Известно, что использование т.н. “правила площадей” действительно позволяет существенно повысить  $M_{\text{КРЕЙС}}$  при неизменных параметрах крыла [17, 18], но оно приводит к весовым издержкам конструкции фюзеляжа, а также к потере гибкости планировки пассажирского салона, что негативно воспринимается авиакомпаниями.



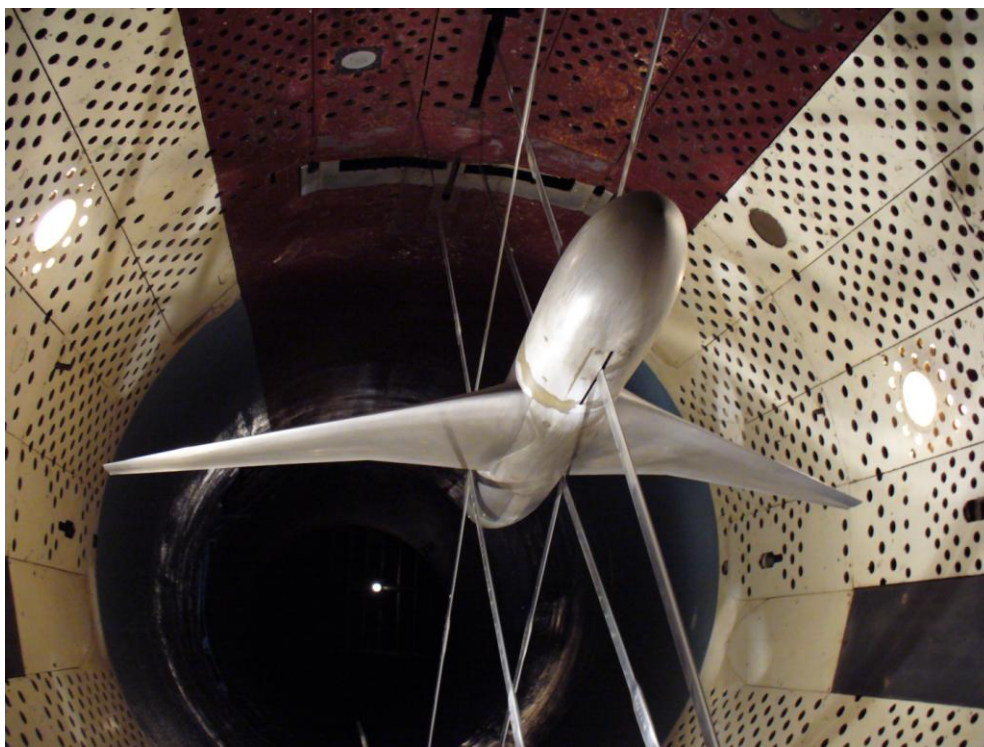


Рис.9 – Модель ДМС090 в АДТ Т-106М

В основу аэродинамического проектирования крыла ДМС090 были положены следующие основные соображения:

- полёт на максимальную дальность должен осуществляться при числе  $M \geq 0.9$  ( $C_y \sim 0.45$ ), максимальное крейсерское число Маха=0.92 ( $C_y \sim 0.35$ );
- максимальный угол атаки фюзеляжа в крейсерском режиме не должен превышать  $2^\circ$ ;
- крыло проектировалось без учёта мотогондол двигателей;
- взлётно-посадочные характеристики и характеристики на больших углах детально не рассматривались;
- для обеспечения внутренних объёмов крыла под топливо относительная толщина бортового профиля должна быть максимально возможной.

Так как разрабатываемое крыло ДМС090 рассчитано на большее число Маха крейсерского полёта, чем крыло ДМС085, то необходимо дальнейшее увеличение стреловидности и уменьшение относительной толщины сечений. В этом случае естественно несколько уменьшить удлинение крыла. Характеристики крыла в плане выбраны следующие:  $S_{TP}=0.3464 \text{ м}^2$ ,  $L=1.64 \text{ м}$ ,  $\lambda=7.76$ ,  $\eta=4.15$ ,  $\chi_{1/4}=38.5^\circ$ ,  $\bar{Z}_{изл}=0.35$  (рис.10). Относительная толщина выдерживалась на уровне крыла самолёта Б-747 (рис.11) с тем, чтобы не ухудшить радикально взлётно-посадочные характеристики.

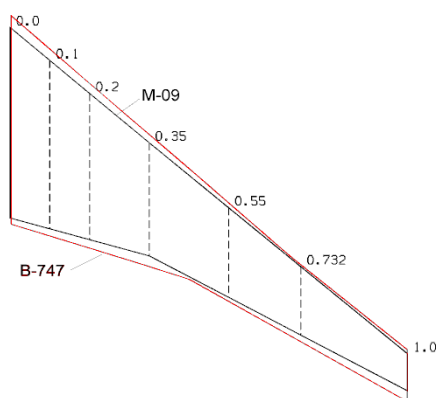


Рис.10 – Сравнение форм в плане

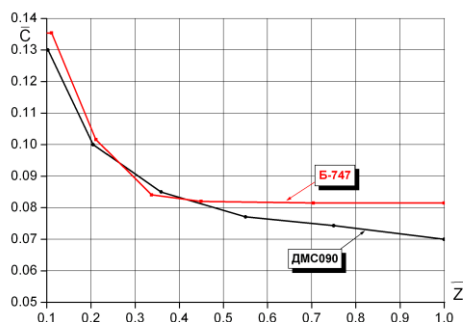


Рис.11 – Сравнение относительных толщин

Для проектирования профилировки и крутки крыла ДМС090 применялась описанная ранее трёхэтапная процедура аэродинамического проектирования [1]. Рассматривались следующие режимы полёта:  $M=0.90$   $C_y=0.46$ ,  $M=0.91$   $C_y=0.45$ ,  $M=0.92$   $C_y=0.42$ ,  $M=0.91$   $C_y=0.41$  и  $M=0.925$   $C_y=0.4$ . Крыло проектировалось под трубные режимы обтекания:  $Re=4$  млн,  $\bar{X}_H=0.1$  на верхней и нижней поверхности. Переменными оптимизации являлись геометрические вариации базовых сечений крыла: крутка сечения, изменение толщины или вогнутости профиля, сдвиг максимальной ординаты по хорде, отклонение носика и хвостика, изменение радиуса кривизны носка профиля, локальные вариации в районе скачка уплотнения. Форма в плане не варьировалась.

Проектирование велось последовательно, так как расчёты по прямому методу (программа BLWF-31) при больших числах  $M$  часто срывались из-за очень сильных скачков уплотнения. Первоначально и относительная толщина крыла, и расчётные значения  $C_y$  выбирались несколько меньшими, затем полученное оптимизированное крыло становилось исходным для ужесточённых условий и т.д. При плохой сходимости и нередко аварийных прерываниях счёта градиентный метод оптимизации работает плохо, поэтому приходилось привлекать генетический метод поиска, несмотря на значительно большие затраты машинного времени.

Профили спроектированного крыла ДМС090 показаны на рис.12, обращает на себя внимание сильно сдвинутое вперёд положение максимальной относительной толщины бортового профиля.

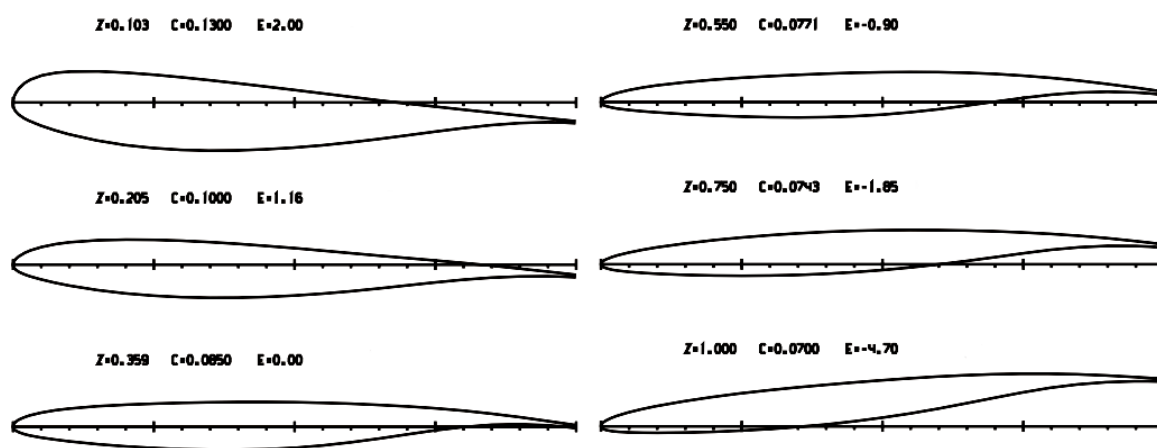


Рис.12 – Профили базовых сечений крыла ДМС090

### Результаты испытаний модели ДМС090 в АДТ Т-106М

Весовые испытания модели ДМС090 в АДТ Т-106М состояли из 19 пусков. Программа включала в себя испытания со свободной и фиксированной точкой перехода ( $X_{II}=10\%$ ) на режимах  $\alpha=\text{const}$ ,  $M=0.5\div 0.95$ , и режимах  $M=\text{const}$ ,  $\alpha=2^\circ\div 10^\circ$ , а также испытания на режиме малых скоростей  $M=0.2$ .

Обработанные результаты испытаний по зависимости максимального трубного аэродинамического качества и параметра дальности  $K_{\text{MAX}} \cdot M$  от числа Маха приведены на рис.13. Видно, что наибольшее значение параметра аэродинамической дальности  $K \cdot M$  для случая свободного перехода достигается при числе  $M=0.91$ , а при фиксированном переходе максимум сдвигается на  $M=0.9$  в полном соответствии с заявленными целями проектирования.

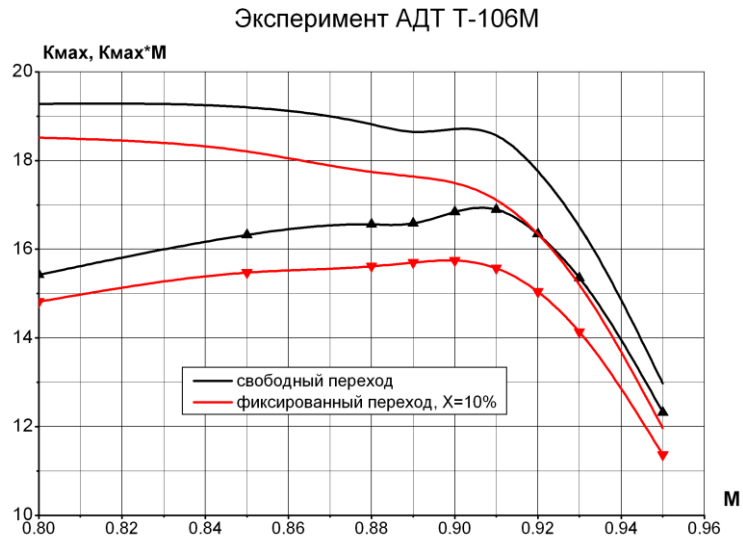


Рис.13 – Аэродинамическое качество и параметр дальности модели ДМС090

Несущие и моментные характеристики не имеют значительных нелинейностей в области крейсерских режимов полёта с нормированными запасами  $C_{y_{доп}} \geq 1.3 \cdot C_{y_{крейс}}$ . Уровень несущих характеристик ( $C_{y_{max}}$  при  $M=0.2$  и  $C_{y_{доп}}$  при  $M=0.9$ ) (рис.14) хорошо согласуется с предварительными расчётными оценками.

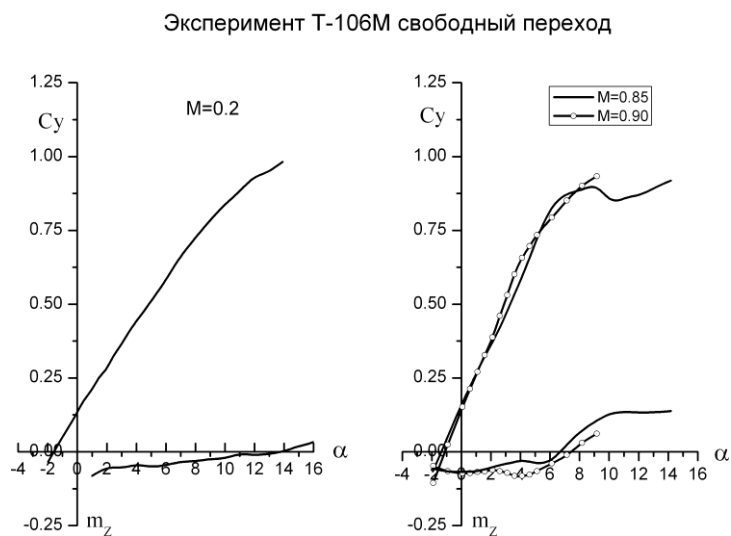


Рис.14 – Несущие и моментные характеристики компоновки

крыло+фюзеляж ДМС090

В целом, результаты испытаний показывают, что разработанное крыло действительно обеспечивает выполнение условий крейсерского полёта вплоть до числа Маха  $M \approx 0.92$  и может быть рекомендовано для проработки компоновки околозвукового ДМС.

### **Выводы**

Впервые в отечественной практике разработана компоновка скоростного крыла ДМС с  $M_{\text{КРЕЙС}}=0.85$  с учётом влияния близко расположенных мотогондол большой степени двухконтурности, которая подтвердила заявленные высокие аэродинамические характеристики в условиях АДТ.

Для диапазона повышенных чисел Маха  $M=0.9 \div 0.92$  разработано сверхкритическое крыло с приемлемыми для реального конструирования формой в плане, стреловидностью и относительной толщиной.

В целом, разработанные скоростные крылья могут быть рекомендованы для проработки компоновок околозвукового ДМС.

### **Библиографический список**

1. Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П., Карась О.В., Ковалёв В.Е. Развитие методов аэродинамического проектирования крейсерской компоновки дозвуковых самолётов // XIII Школа-семинар «Аэродинамика летательных аппаратов», (п. Володарского, 28 февраля-01 марта 2002 г.). – Жуковский:

Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского, 2002. С. 20.

2. Building to fly // Flight International Supplement, 20-26 May 2003, available at:

<https://www.flightglobal.com/assets/getasset.aspx?itemid=9423>

3. Obert E. Aerodynamic design of transport aircraft, Delft University Press, IOS Press, 2009, 656 p.

4. Norris G., Wagner M. Boeing 787 Dreamliner, Zenith Press, Minneapolis, 2009, 160 p.

5. George F. Aviation Week evaluates Boeing 787 // Aviation Week & Space Technology, Dec. 10 2012, no. 44, available at:

[https://cloud.mail.ru/public/KNFz/FAaRy8Npd/Aviation%20Week%20%26%20Space%20Technology%20\(N.44\)%2010%20December%202012.pdf](https://cloud.mail.ru/public/KNFz/FAaRy8Npd/Aviation%20Week%20%26%20Space%20Technology%20(N.44)%2010%20December%202012.pdf)

6. Torenbeek E. *Advanced Aircraft Design: Conceptual Design, Technology and Optimization of Subsonic Civil Airplanes*, John Wiley and Sons, Chichester, 2013, 436 p.

7. George F. Flying The A350: Airbus's Most Technologically Advanced Airliner, *Aviation Week & Space Technology*, May 22, 2015, available at: <http://aviationweek.com/commercial-aviation/flying-a350-airbus-s-most-technologically-advanced-airliner>

8. Бюшгенс Г.С. Аэродинамика и динамика полёта магистральных самолётов. Москва-Пекин: Изд-во ЦАГИ-Авиа-изд-во КНР, 1995. – 772 с.

9. Rossow C.C., Hoheisel H. Numerical study of interference effects of wing-mounted advanced engine concepts // 19th Congress of the International Council of the

Aeronautical Sciences, 18.-28.9.1994, Anaheim, California, USA, ICAS-94-6.4.1, pp. 1272 – 1282.

10. Berry D.L. The Boeing-777 engine/aircraft integration aerodynamic design process // 19th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, 18.-28.9.1994, Anaheim, California, USA, ICAS-94-6.4.4. pp. 1305 – 1320.

11. Осовский А.Е., Свириденко Ю.Н. Расчёт влияния мотогондолы на обтекание крыла трансзвуковым потоком // Учёные записки ЦАГИ. 1989. Т. XX. № 1. С. 103 - 107.

12. Скоморохов С.И., Теперин Л.Л. Об аэродинамическом согласовании крыла с мотогондолой // Учёные записки ЦАГИ. 1990. Т. XXI. № 1. С. 82 – 88.

13. Комаров В.А., Кузнецов А.С., Лаптева М.Ю. Оценка эффекта учета деформаций крыла на ранних стадиях проектирования // Труды МАИ. 2011. № 43. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=24759>

14. Болсуновский А.Л., Баринов В.А., Бузоверя Н.П., Скоморохов С.И., Чернавских Ю.Н. Проектирование аэродинамической компоновки пассажирских и транспортных самолётов // Полет. 2008. Юбилейный выпуск. С. 16 – 23.

15 Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П., Скоморохов С.И., Чернышёв И.Л Крылья малой стреловидности для больших скоростей полёта // Полет. 2013. № 3. С. 16 - 26.

16. Баринов В.А. Расчет коэффициентов сопротивления и аэродинамического качества дозвуковых пассажирских и транспортных самолетов. Труды ЦАГИ. Вып. № 2205. – Жуковский: Труды Центрального аэрогидродинамического института им. проф. Н.Е. Жуковского, 1983. – 48 с.



17. Goodmanson L.T. Transonic transport developments // Proceedings of the 12th Anglo-American Aeronautical Conference, Calgary, 7-9 July 1971, vol. 8, pp. 16.
18. Haines A.B. The aerodynamic design of the wing-fuselage for a near-sonic transport – early thoughts and results revisited // 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 14 - 17 January 2002, Reno, NV, U.S.A., AIAA paper 2002-0517, 2002, pp. 8.
19. Williams B. Advanced technology transport configuration // Journal of Aircraft, 1973, vol. 10, no. 6, pp. 323 – 333.
20. Kulfan B.M. Aerodynamic of sonic flight // Research & Enabling Technology Boeing Commercial Airplanes, 2006, available at: <http://brendakulfan.com/docs/tas3.pdf>
21. Jameson A. An investigation of the attainable efficiency of flight at Mach One or just beyond // 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Aerospace Sciences Meetings, AIAA paper 2007-37, available at: <http://aero-comlab.stanford.edu/Papers/reno-machone-xlong.pdf>