

АКТУАЛЬНЫЕ ЗАДАЧИ АЭРОДИНАМИКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

А.В. Волков, С.В. Ляпунов

Шестая всероссийская конференция
Вычислительный эксперимент в аэроакустике
19-24 сентября 2016 года г.Светлогорск, Калининградская область



Определяет целевые показатели, основные направления и задачи развития науки и технологий в авиастроении на период до 2025 г.

План нацелен на:

- Разработку передовых авиационных технологий до высокой степени готовности к применению в реальных образцах авиационной техники (TRL 6-7)
- Обеспечение конкурентоспособности Российского авиапрома в ответ на глобальные вызовы в области безопасности полетов, экологии и авиационной мобильности

Целевые показатели

Российские целевые показатели совершенствования самолетной авиатехники (по отношению к 2010г.)

Форсайт развития авиационной науки и технологий до 2030 года и на дальнейшую перспективу.

Индикатор	2020 год	2025 год	2030 год
Безопасность полетов	Снижение числа происшествий в 5 раз	в 7 раз	в 8,5 раз
Снижение шума относ. Главы 4 ИКАО на, ЕРНДБ	20	25	30
Снижение эмиссии NOx относ. ИКАО 2008г. на, %	45	65	80
Снижение расхода топлива и эмиссии CO2 на, %	25	45	60

- Безопасность;*
- Экологичность;*
- Экономичность;*
- Доступность;*

«Основные» соотношения аэродинамики самолета

Дальность полета;

$$L = \frac{K \cdot M}{C_E} \ln \frac{G_1}{G_0}$$

K – Аэродинамическое качество;

M – Число Маха;

C_E – Удельный расход топлива;

G_1, G_0 – Масса ЛА в начале и конце полёта;

Максимальное аэродинамическое качество;

$$K_{max} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi \lambda}{C_f \bar{S}_{OM}}}$$

λ – Удлинение крыла;

C_f – коэффициент трения;

\bar{S}_{OM} – Площадь омываемой поверхности;

Коэффициент подъемной силы на режиме максимального качества

$$C_{yK_{max}} = \sqrt{C_f \bar{S}_{OM} \pi \lambda}$$

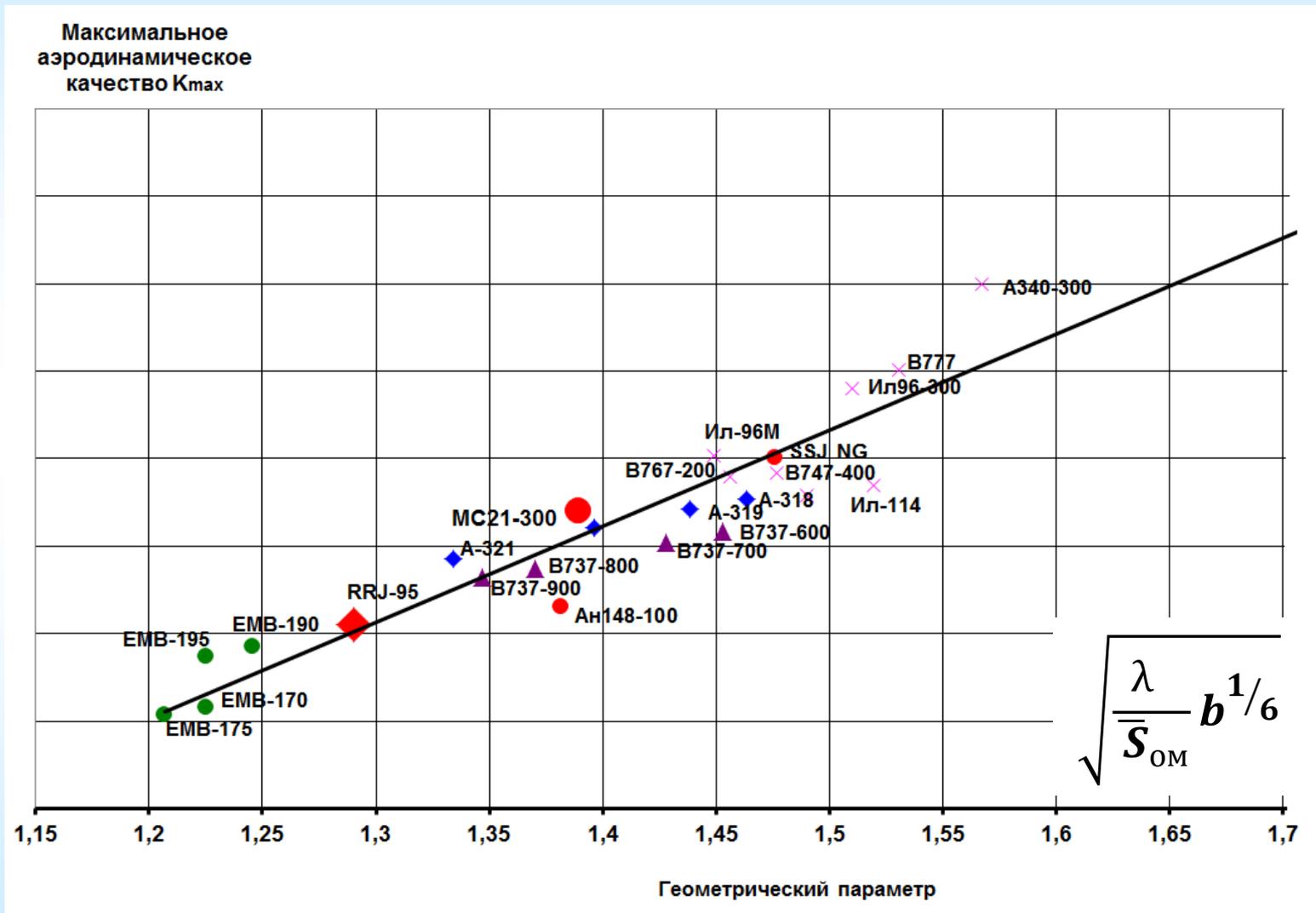
Содержание

- **Целевые показатели;**
- **Увеличение удлинения;**
 - Магистральный самолет МС-21;
 - Законцовки для SSJ-100;
- **Увеличение числа Маха;**
- **Снижение сопротивления;**
 - Ламинаризация;
 - Демонстратор технологий;
 - Турбулентное трение;
 - Отработка местной аэродинамики;
 - Интеграция планера и СУ (Самолёт с распределённой силовой установкой в проточной части крыла);
 - Адаптация ЛА к режимам полета;
- **Экологичность;**
 - Снижение шума от двигателя;
 - Снижение шума планера;
- **Снижение площади омываемой поверхности;**
 - Самолет схемы летающее крыло;
- **Безопасность;**
- **Доступность;**
- **Численные методы;**
- **Высокоскоростные самолеты;**
 - Сверхзвуковой самолет;
 - Гиперзвуковой самолет;

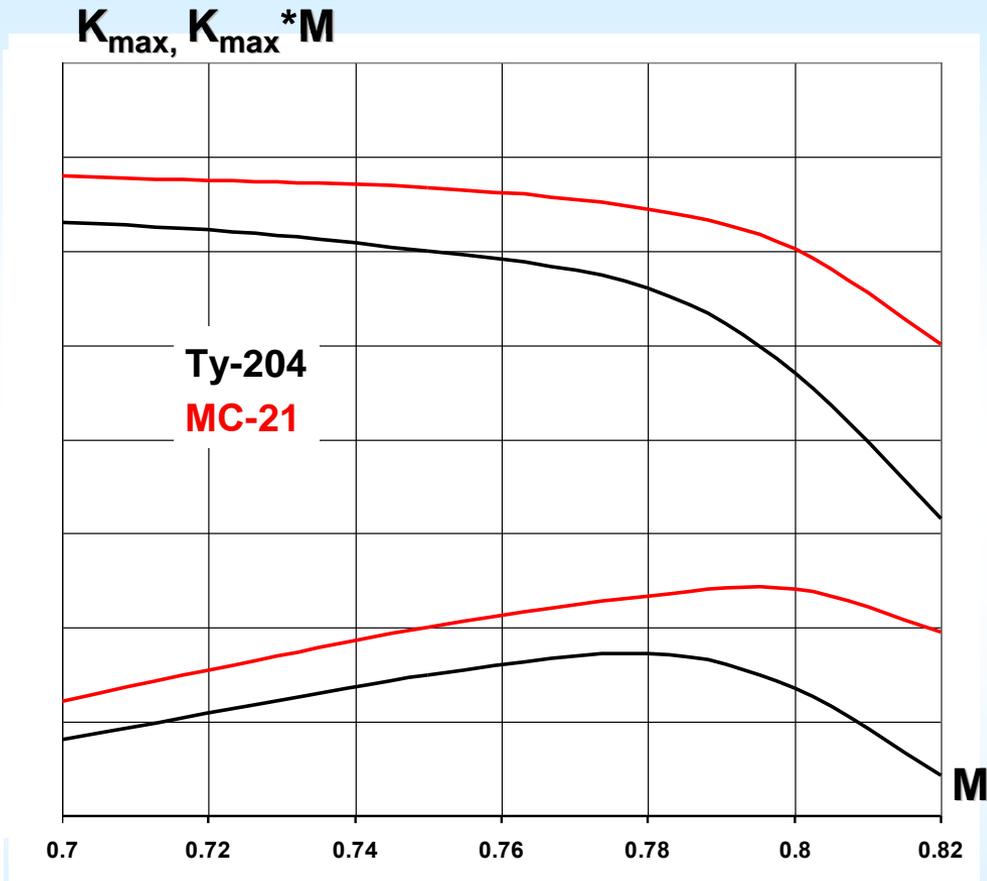
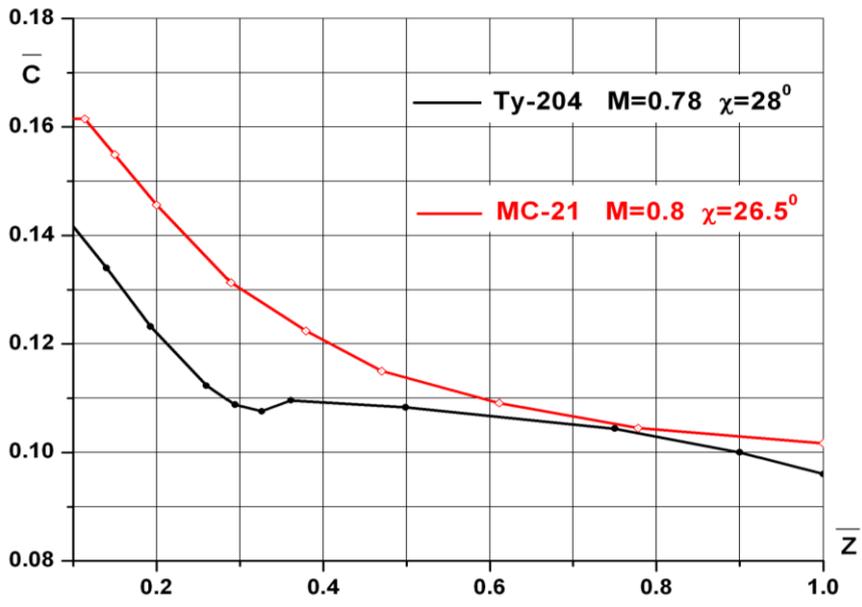
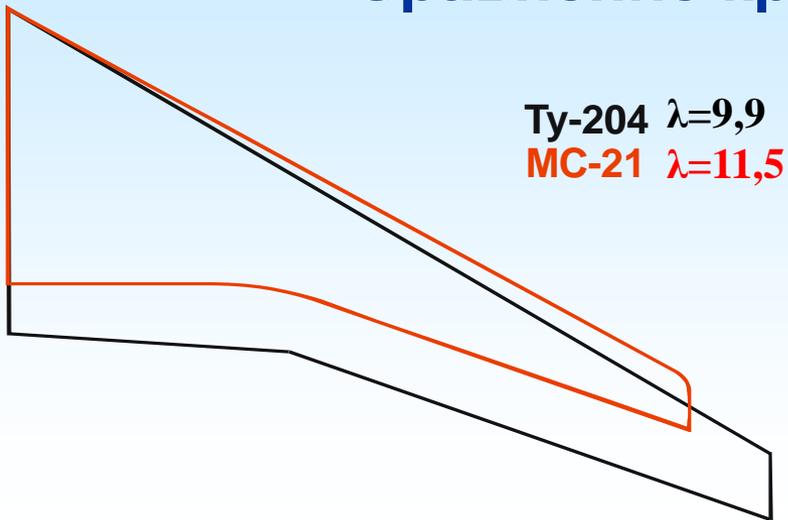
Содержание

- Целевые показатели;
- **Увеличение удлинения;**
 - Магистральный самолет МС-21;
 - Законцовки для SSJ-100;
- Увеличение числа Маха;
- **Снижение сопротивления;**
 - Ламинаризация;
 - Демонстратор технологий;
 - Турбулентное трение;
 - Отработка местной аэродинамики;
 - Интеграция планера и СУ (Самолёт с распределённой силовой установкой в проточной части крыла);
 - Адаптация ЛА к режимам полета;
- **Экологичность;**
 - Снижение шума двигателя;
 - Снижение шума планера;
- **Снижение площади омываемой поверхности;**
 - Самолет схемы летающее крыло;
- **Безопасность;**
- **Доступность;**
- **Численные методы;**
- **Высокоскоростные самолеты;**
 - Сверхзвуковой самолет;
 - Гиперзвуковой самолет;

Максимальное аэродинамическое качество магистральных самолетов



Сравнение крыла МС-21 и Ту-204

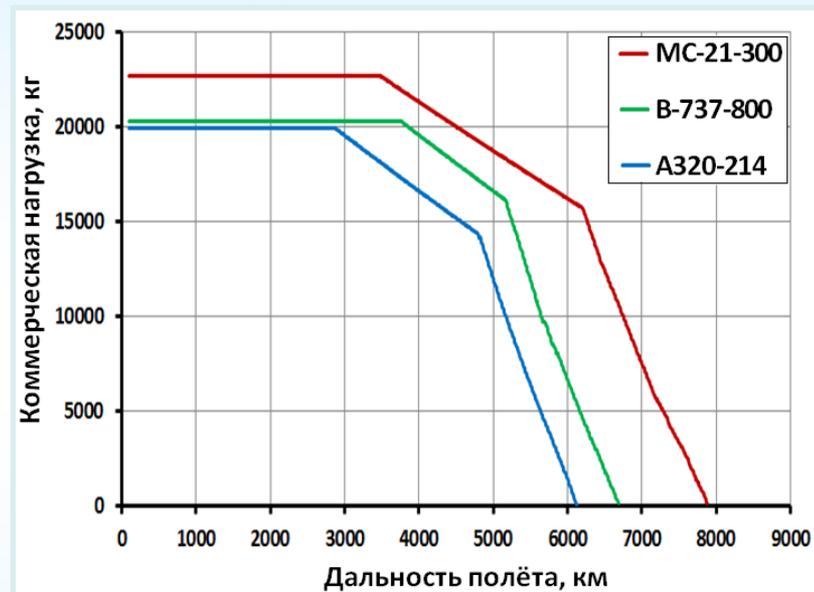


СОПОСТАВЛЕНИЕ МС-21-300 С Airbus-320 И Boeing-787

Основные характеристики

Самолёт	МС-21-300	A320-214	B-737-800
Максимальный взлётный вес, кг	79250	75500	78245
Кол-во пассажиров в <u>одноклассной</u> компоновке	181	164	175
Максимальная дальность полёта, км	5237	4064	4685
Относительный километровый расход на пассажира	1	1,28	1,24
Крейсерское число М на режиме LRC	0,79 – 0,81	0,77 – 0,79	0,77 – 0,79
Потребная взлётная дистанция, м	2197	2094	2260
Барометрическая высота в пассажирском салоне, м	1800	2400	2400
Ширина прохода между кресел, дюйм	22,5	19	20
Удлинение крыла	11,5	10,57	10,66

Диаграмма коммерческая нагрузка-дальность



Крылья большого удлинения с подкосами



Содержание

- Целевые показатели;
- **Увеличение удлинения;**
 - Магистральный самолет МС-21;
 - Законцовки для SSJ-100;
- Увеличение числа Маха;
- **Снижение сопротивления;**
 - Ламинаризация;
 - Демонстратор технологий;
 - Турбулентное трение;
 - Отработка местной аэродинамики;
 - Интеграция планера и СУ (Самолёт с распределённой силовой установкой в проточной части крыла);
 - Адаптация ЛА к режимам полета;
- **Экологичность;**
 - Снижение шума двигателя;
 - Снижение шума планера;
- **Снижение площади омываемой поверхности;**
 - Самолет схемы летающее крыло;
- **Безопасность;**
- **Доступность;**
- **Численные методы;**
- **Высокоскоростные самолеты;**
 - Сверхзвуковой самолет;
 - Гиперзвуковой самолет;

Различные типы законцовок



PARIS AIR SHOW 2013

The New 787-10X Dreamliner

Longer fuselage
+5.5 m (18 ft)

Robust range capability
12,964 km (7,000 nmi)

More cargo capacity
Forward: +1 pallet or +2 LD-3s
Aft: +1 pallet or +2 LD-3s

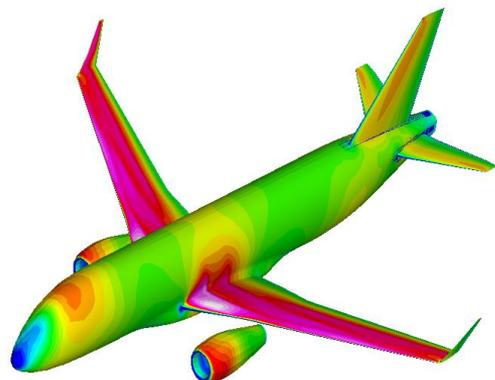
More passengers
+40 (+15%)

	787-9	787-10X
MTOW	250,830 kg (553,000 lb)	250,830 kg (553,000 lb)
Passengers	250-290	300-330
Range	15,750 km (≤8,500 nmi)	12,964 km (7,000 nmi)

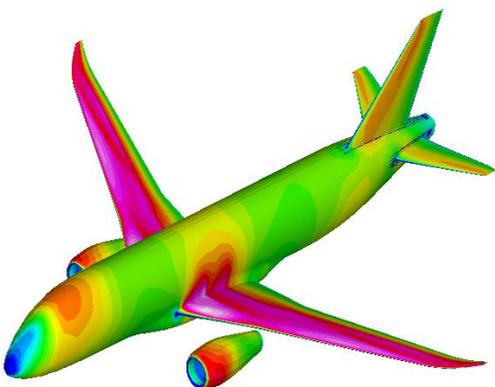


Законцовки крыла для самолета SSJ-100с

$M=0.79$; $CL=0.5$; $Re=18000000$



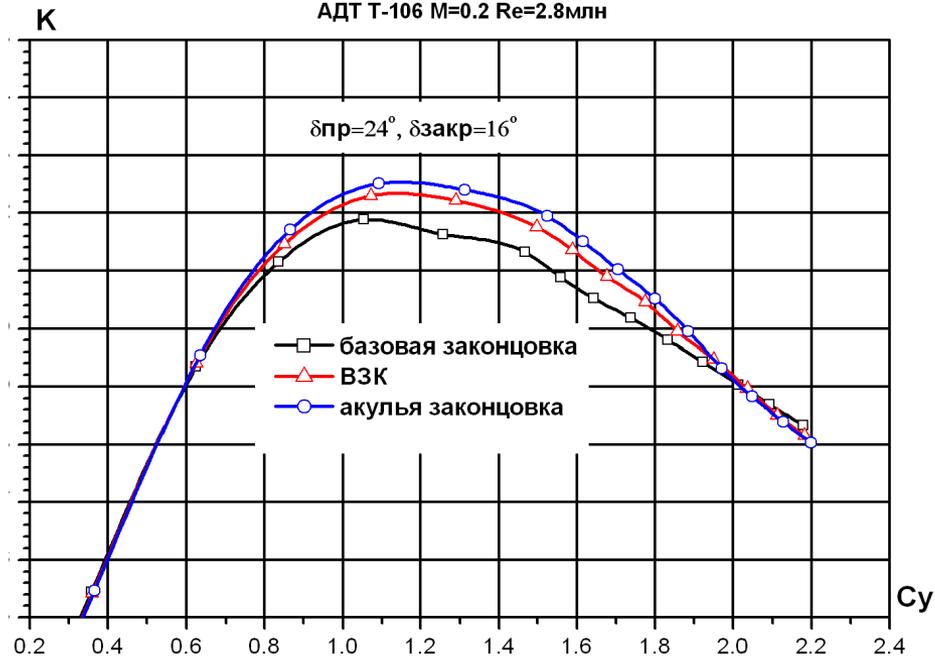
Winglet



Sharklet

Модель SSJ взлетная конфигурация (без ГО)

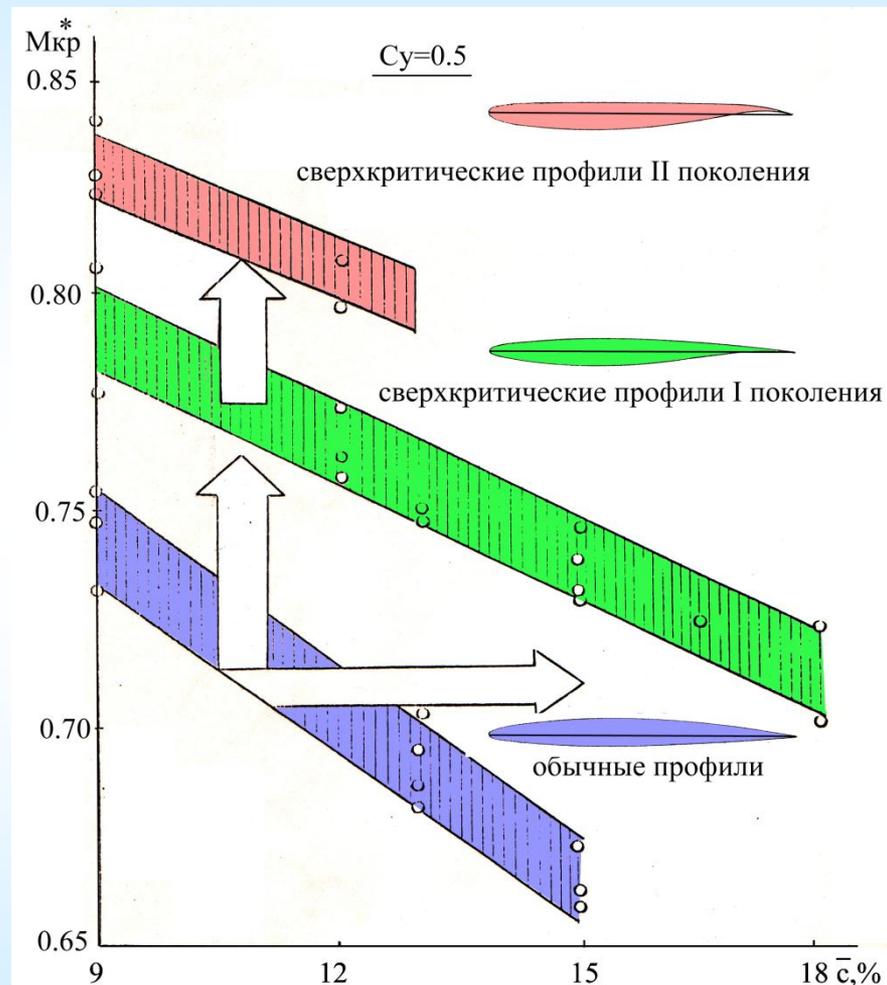
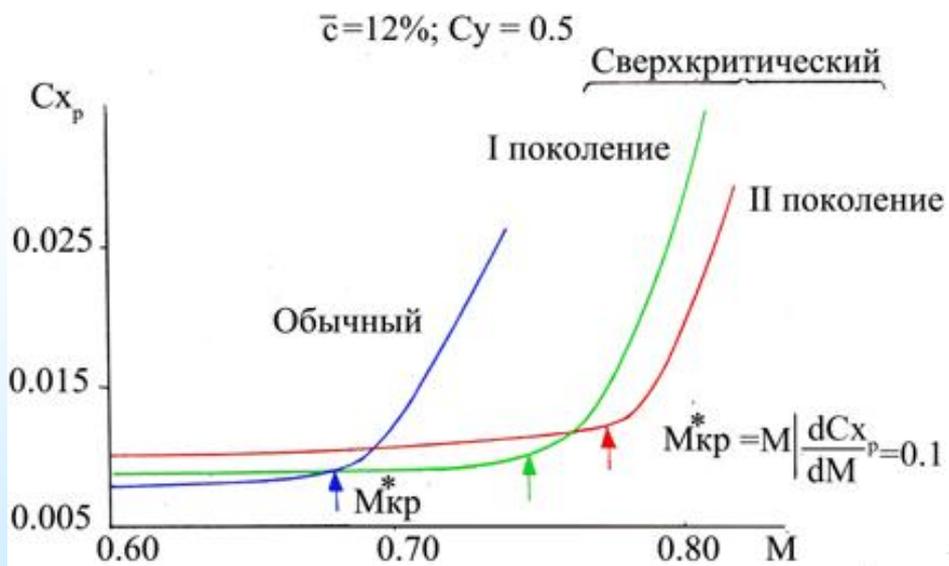
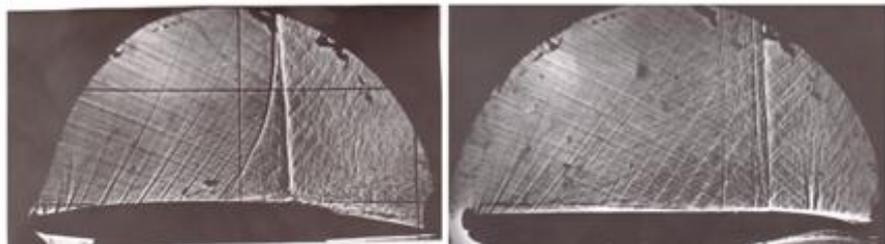
АДТ Т-106 $M=0.2$ $Re=2.8$ млн



Содержание

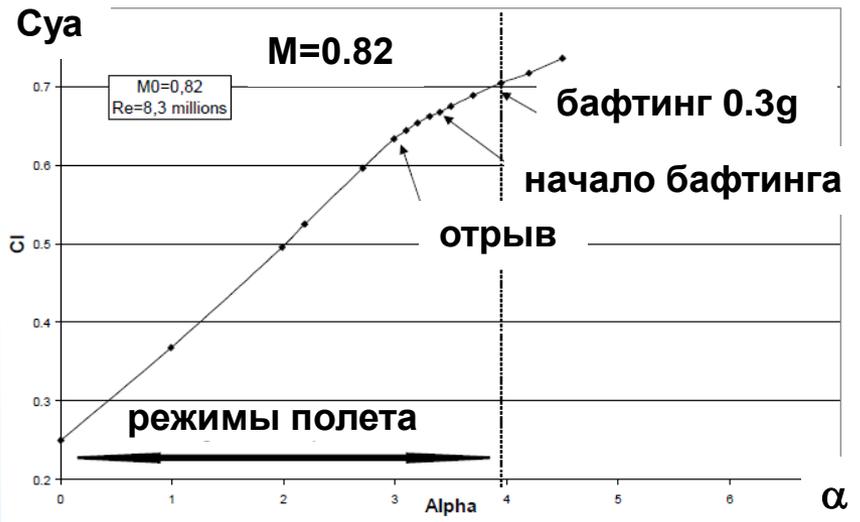
- Целевые показатели;
- Увеличение удлинения;
 - Магистральный самолет МС-21;
 - Законцовки для SSJ-100;
- **Увеличение числа Маха;**
- Снижение сопротивления;
 - Ламинаризация;
 - Демонстратор технологий;
 - Турбулентное трение;
 - Отработка местной аэродинамики;
 - Интеграция планера и СУ (Самолёт с распределённой силовой установкой в проточной части крыла);
 - Адаптация ЛА к режимам полета;
- **Экологичность;**
 - Снижение шума двигателя;
 - Снижение шума планера;
- **Снижение площади омываемой поверхности;**
 - Самолет схемы летающее крыло;
- **Безопасность;**
- **Доступность;**
- **Численные методы;**
- **Высокоскоростные самолеты;**
 - Сверхзвуковой самолет;
 - Гиперзвуковой самолет;

Аэродинамика сверхкритических профилей



Уменьшение волнового сопротивления. Затягивание начала трансзвукового бафтинга.

Пример режимов полета и ограничений по бафтингу

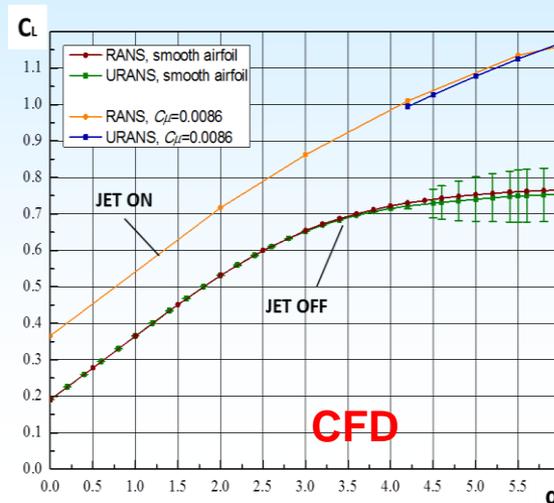
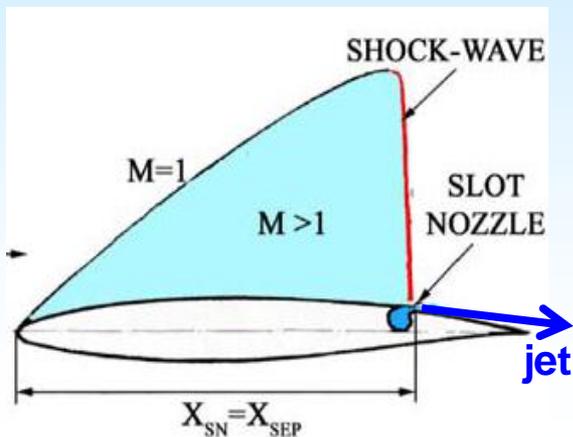


Экспериментальные исследования начала бафтинга



- ✓ Нормы требуют наличия 30% запаса между началом бафтинга и условиями полета;
 1. Как определить границу начала бафтинга?
 2. Как затянуть момент наступления бафтинга?

Активное управление бафтингом с помощью выдува тангенциальной струи



Выдув струи

- 1) Устраняет отрыв из-под скачка
- 2) Сдвигает скачок вниз по потоку
- 3) Затягивает начало трансзвукового бафтинга

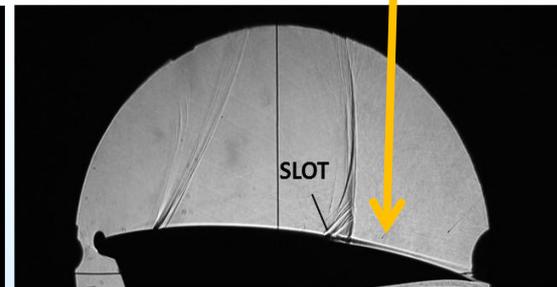
Отрыв и колебания скачка



a)

 Без струи ($C_{\mu} = 0$)

Нет отрыва -> нет колебаний

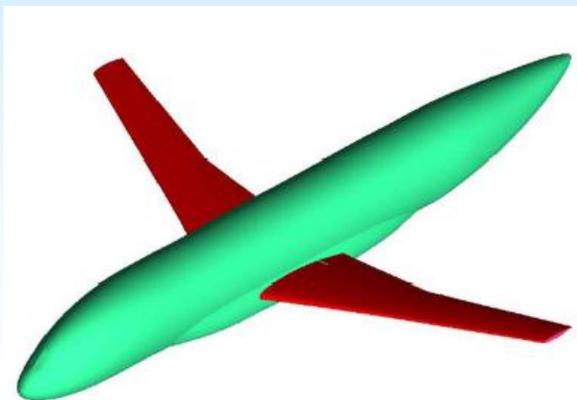


b)

 Струя ($C_{\mu} = 0.0044$)

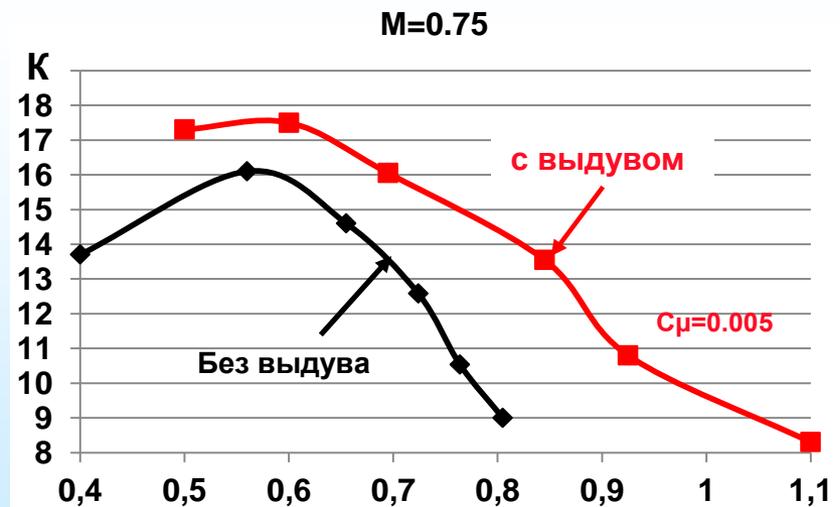
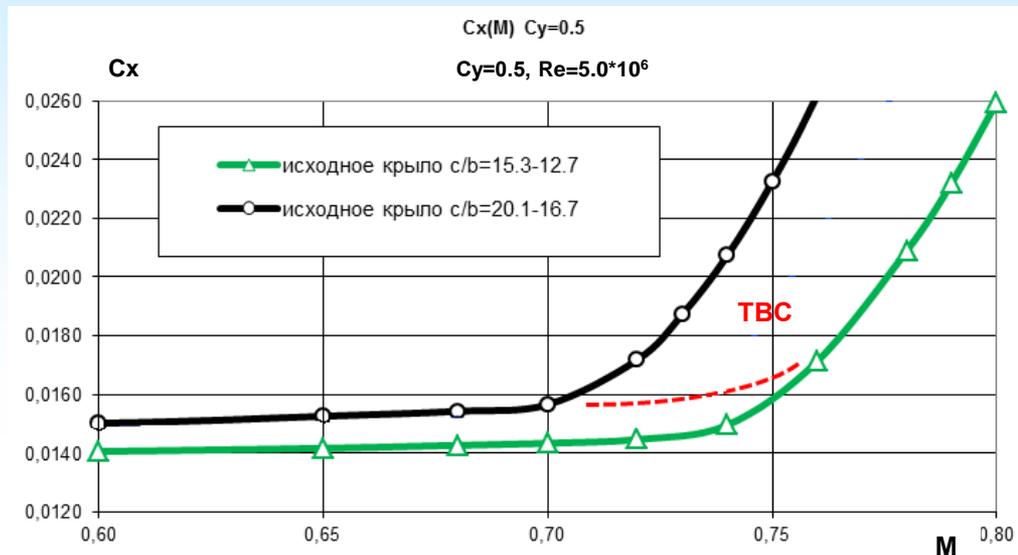
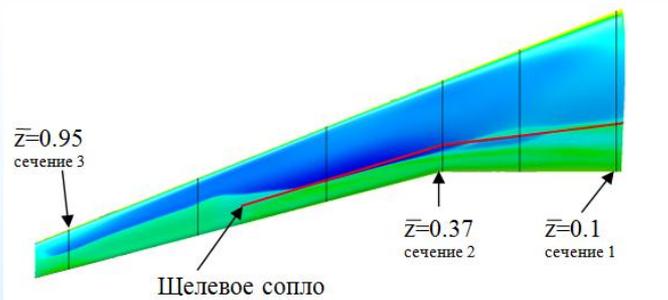
 $M = 0.74, Re = 2.6 \times 10^6$

Применение тангенциального выдува струй на толстых стреловидных крыльях

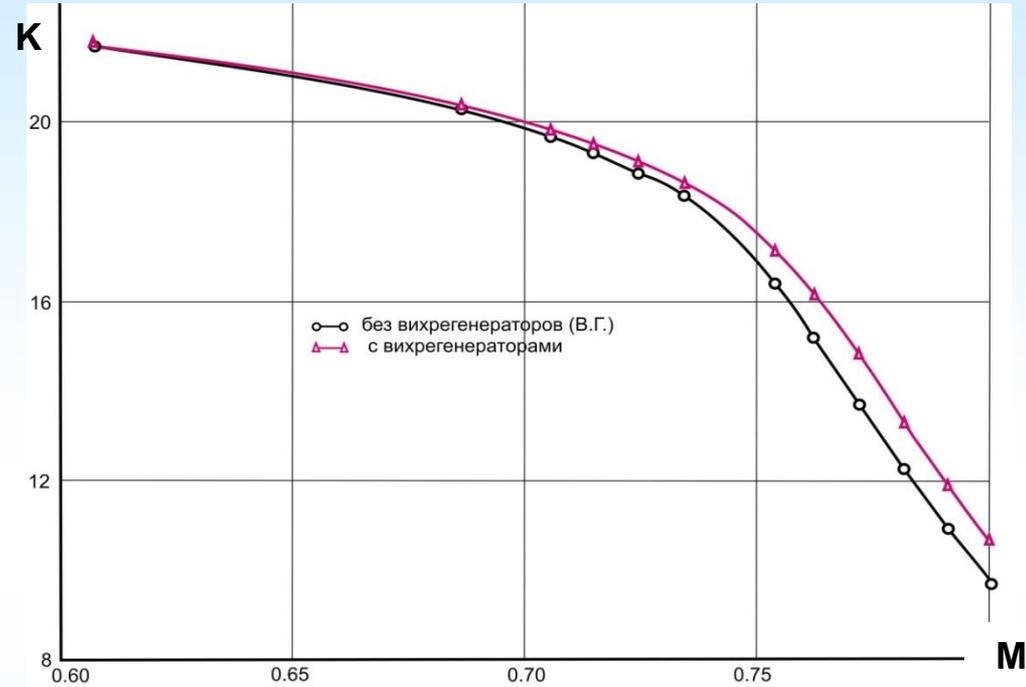
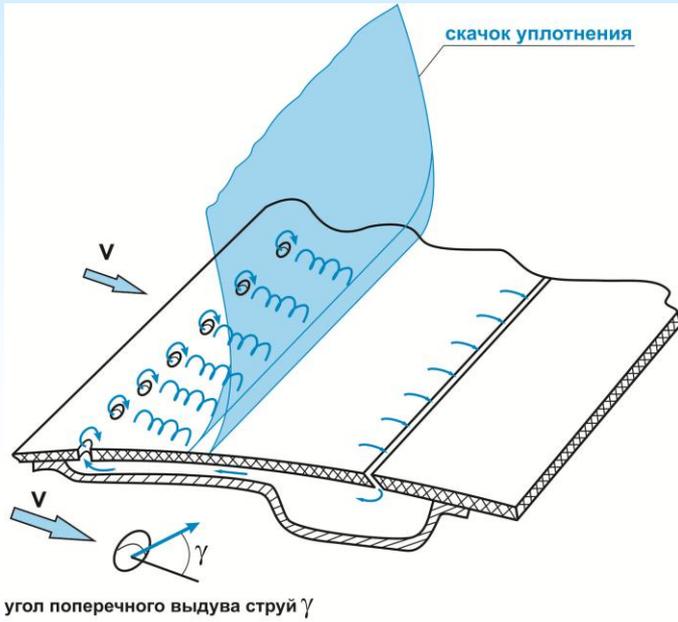


Параметры крыла:

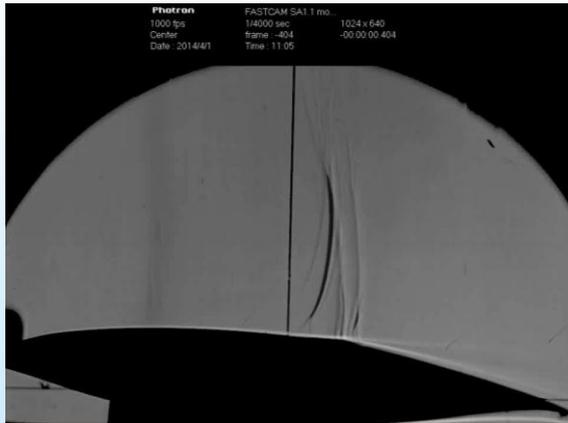
$\lambda=16$
 $\chi_{кр}: 22$ град
 $\chi_{1/4}: 20.3$ град
 $C=20.1\%-16.7\%$



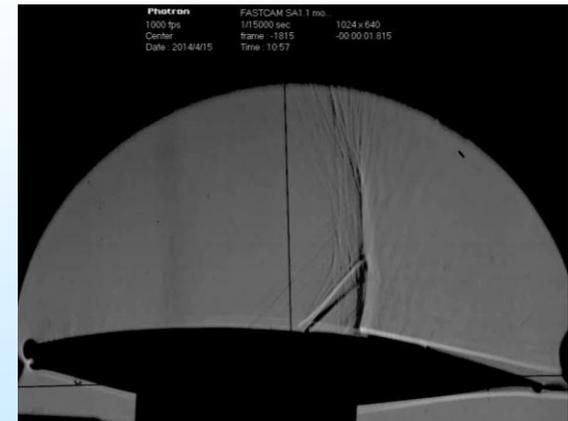
Пассивное управление бафтингом с помощью воздушных вихрегенераторов



без ВГ



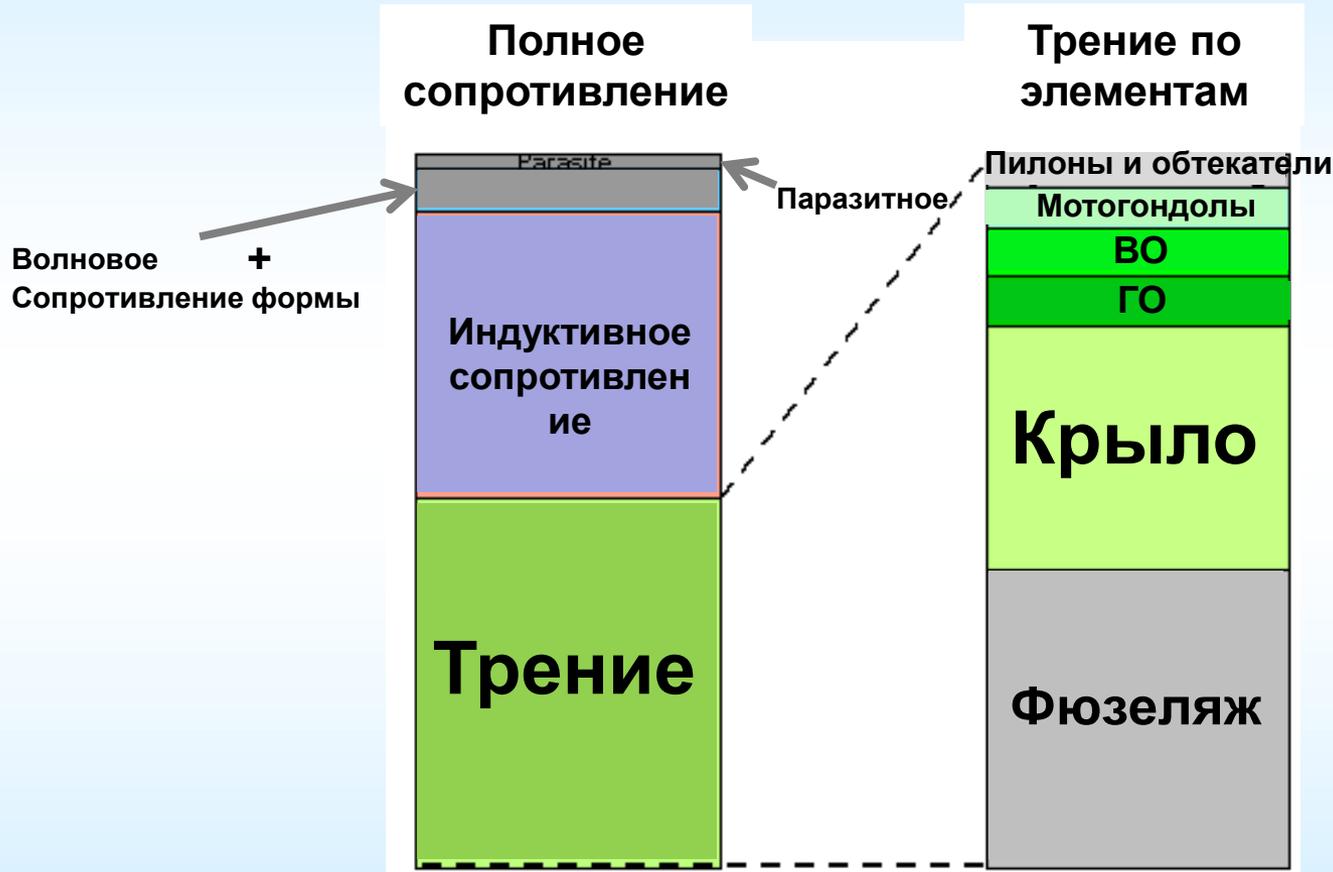
ВГ



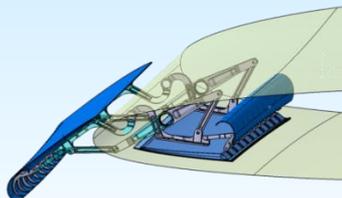
Содержание

- Целевые показатели;
- Увеличение удлинения;
 - Магистральный самолет МС-21;
 - Законцовки для SSJ-100;
- Увеличение числа Маха;
- **Снижение сопротивления;**
 - Ламинаризация;
 - Демонстратор технологий;
 - Турбулентное трение;
 - Отработка местной аэродинамики;
 - Интеграция планера и СУ (Самолёт с распределённой силовой установкой в проточной части крыла);
 - Адаптация ЛА к режимам полета;
- **Экологичность;**
 - Снижение шума двигателя;
 - Снижение шума планера;
- **Снижение площади омываемой поверхности;**
 - Самолет схемы летающее крыло;
- **Безопасность;**
- **Доступность;**
- **Численные методы;**
- **Высокоскоростные самолеты;**
 - Сверхзвуковой самолет;
 - Гиперзвуковой самолет;

СХЕМА РАСПРЕДЕЛЕНИЯ СОПРОТИВЛЕНИЯ МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА



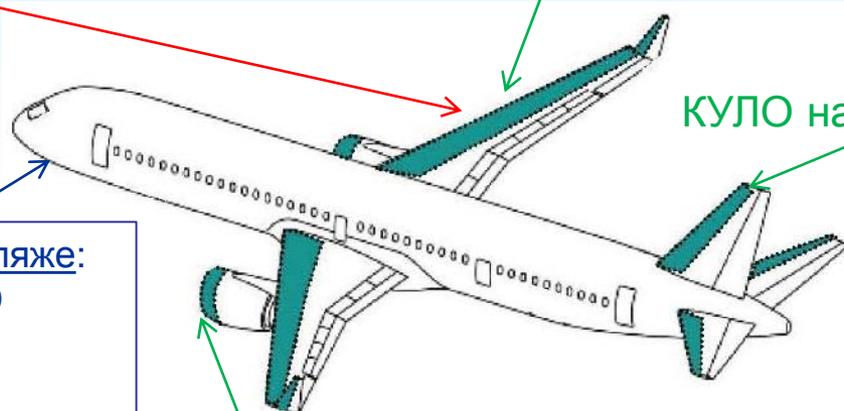
Уменьшение сопротивления: Потенциальные области применения ламинаризации



Щиток Крюгера для защиты передней кромки от загрязнения

Комбинированное управление ламинарным обтеканием (КУЛО) на крыле

КУЛО на ВО и ГО



Естественная ламинаризация обтекания (ЕЛО) на мотогондоле

Снижение турбулентного трения на фюзеляже:

- Структурированная поверхность (риблеты и т.п.)
- Полимерные добавки
- Устройства разрушения вихрей
- Актуаторы (MEMS, струйные, плазменные)
- Движущие элементы поверхности
- и др.

Снижение турбулентного трения фюзеляжа на 10%

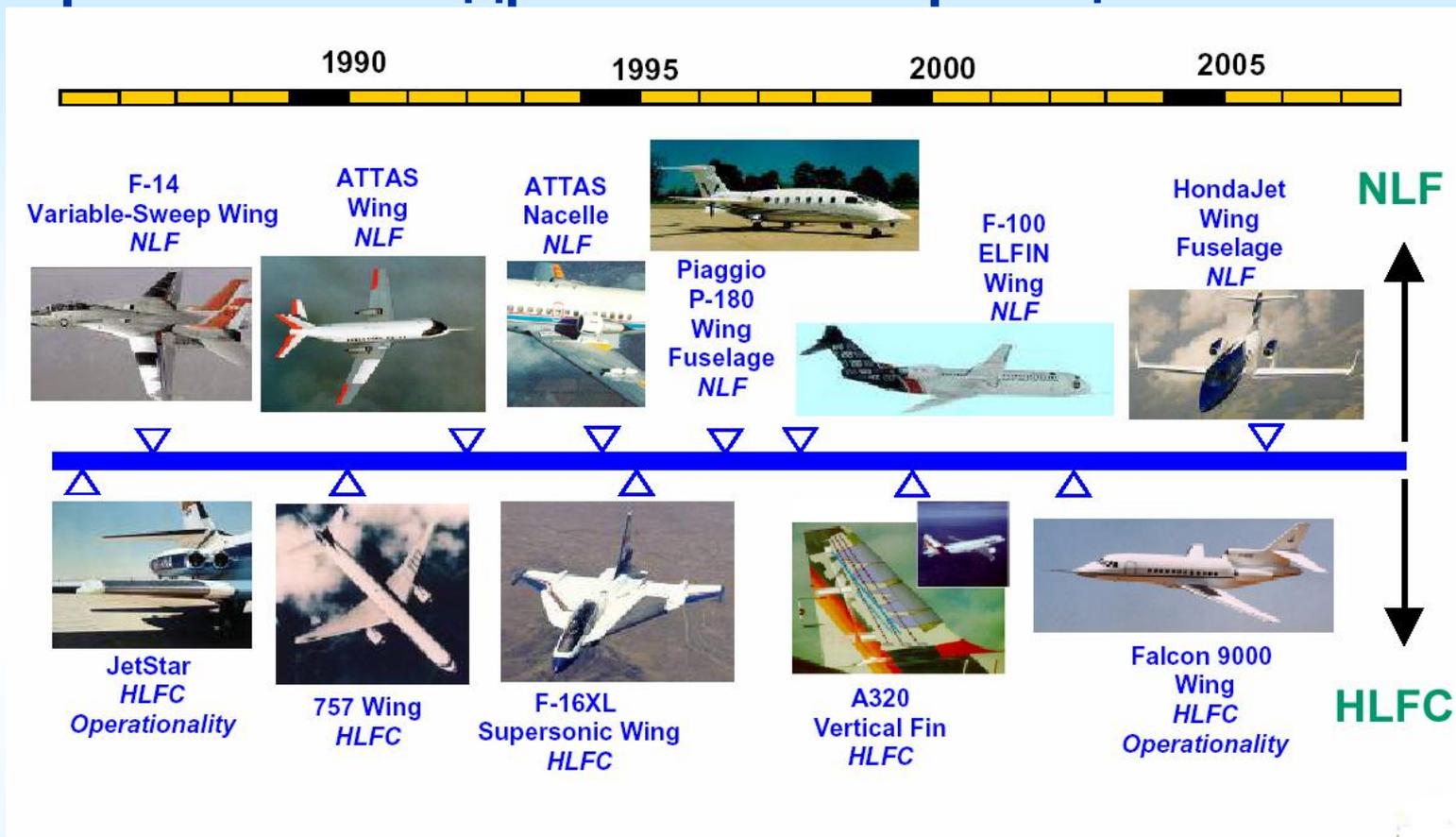
5,5%

Мероприятие	Снижение удельного расхода топлива
Ламинаризация 30% ВО	1,0%
Ламинаризация 30% ГО	1,0%
Ламинаризация 10% хорды крыла	2,3%
Ламинаризация 30% длины мотогондолы	2,1%

Содержание

- Целевые показатели;
- Увеличение удлинения;
 - Магистральный самолет МС-21;
 - Законцовки для SSJ-100;
- Увеличение числа Маха;
- **Снижение сопротивления;**
 - Ламинаризация;
 - Демонстратор технологий;
 - Турбулентное трение;
 - Отработка местной аэродинамики;
 - Интеграция планера и СУ (Самолёт с распределённой силовой установкой в проточной части крыла);
 - Адаптация ЛА к режимам полета;
- **Экологичность;**
 - Снижение шума двигателя;
 - Снижение шума планера;
- **Снижение площади омываемой поверхности;**
 - Самолет схемы летающее крыло;
- **Безопасность;**
- **Доступность;**
- **Численные методы;**
- **Высокоскоростные самолеты;**
 - Сверхзвуковой самолет;
 - Гиперзвуковой самолет;

Проблемы внедрения ламинаризации обтекания



- Уточнение механизмов перехода, расчетные исследования, тематические трубные и летные эксперименты, системы измерений;
- Отработка конструкции и технологий, качество поверхности, решение проблем защиты от льда и насекомых, сопряжение с взлетно-посадочной механизацией;
- Демонстрация в реальных условиях на Летящих Лабораториях (ЛЛ);
- Сертификация, эксплуатация, ремонт, резервы топлива, стоимость полного жизненного цикла и т.д.;

Работы ЦАГИ в области ламинаризации 90-х годов

УЧЕННЫЕ ЗАПИСКИ ЦАГИ

Том XXX

1999

№ 3-4

УДК 629.735.33.015.3.062.4

СНИЖЕНИЕ СОПРОТИВЛЕНИЯ СТРЕЛОВИДНОГО КРЫЛА ПОСРЕДСТВОМ ЛОКАЛЬНОГО ОТСОСА ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ

В. Ф. Бабуев, В. Д. Боксер, А. Ф. Киселев, В. Г. Микеладзе,

Г. К. Шатовалов

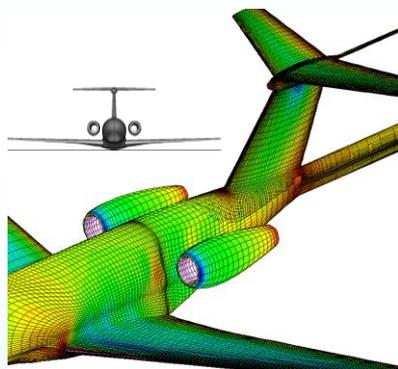
Исследования ламинаризации за счет локального отсоса (КУЛО) на большой полумодели стреловидного крыла в АДТ-107. Изучены варианты законов и интенсивности отсоса, протяженности зоны отсоса

Летающая лаборатория Ту-22м



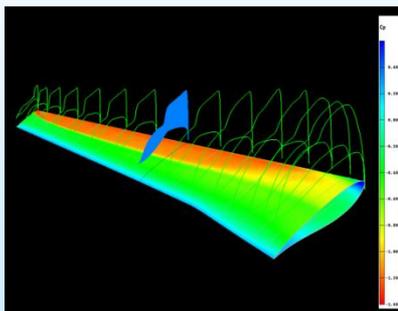
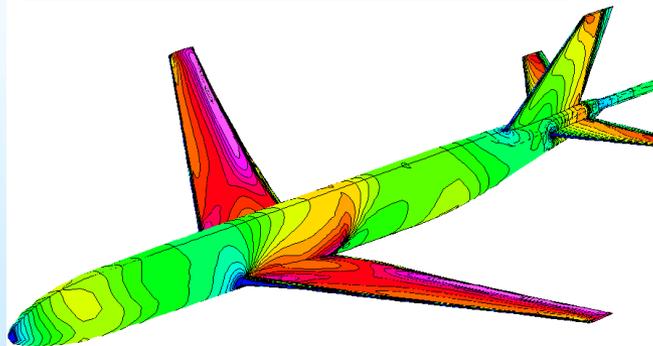
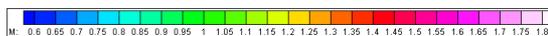
Программный комплекс для разработки ламинарных крыльев (совместно с НИО-8)

- Инженерный e^N -метод оценки ЛТП на самолете
- Обтекание может быть рассчитано с помощью уравнений Навье-Стокса (HSFlow, НИО-8) или программы BLWF (НИО-2)
- Быстрая методика, ориентированная на пользователя, может применяться для инженерных задач оптимизации и разработки ламинаризованных крыльев

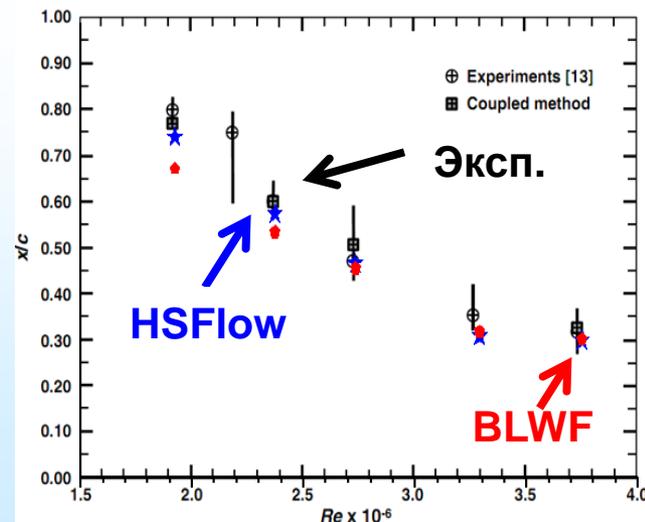
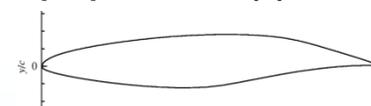


Программа BLWF (НИО-2)

Распределение числа М на поверхности компоновки



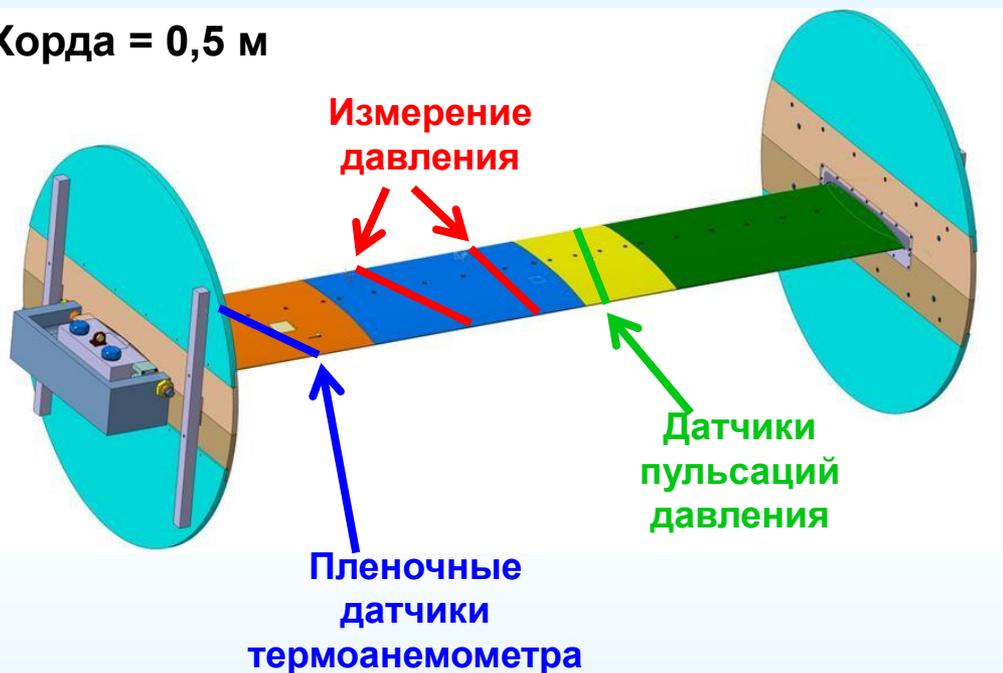
Профиль NLF(2)-00415



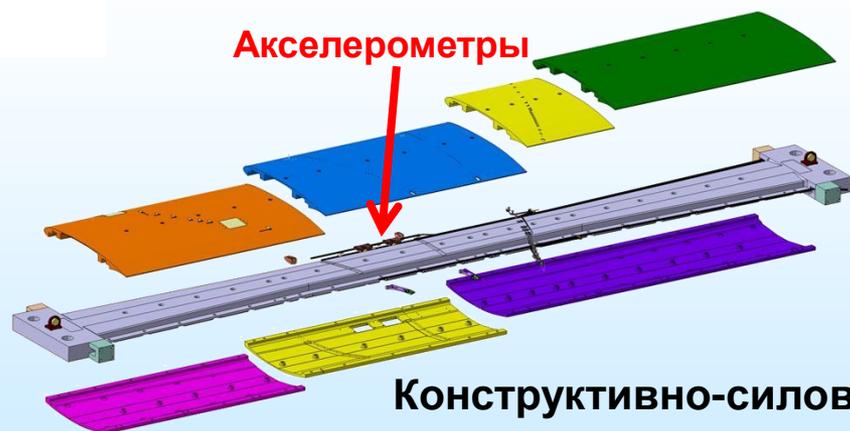
Тематические исследования по ламинаризации обтекания

Отработка методов диагностики ламинарно-турбулентного перехода на больших числа Рейнольдса в трансзвуковой АДТ Т-128 для подготовки ЛЛ

Хорда = 0,5 м



- Измерение C_p
- Сха в следе
- Датчики пульсаций давления Kulite
- Пленочные датчики термоанемометра
- Теневая видеосъемка
- Визуализация ЛТП разными способами

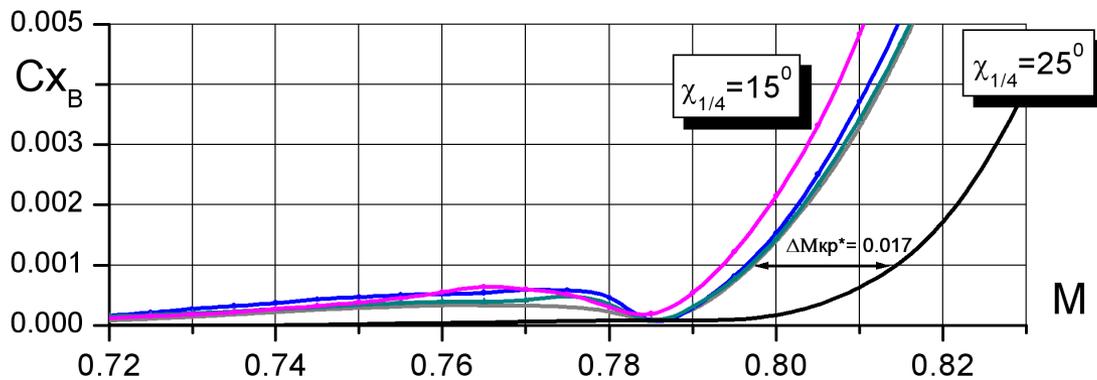
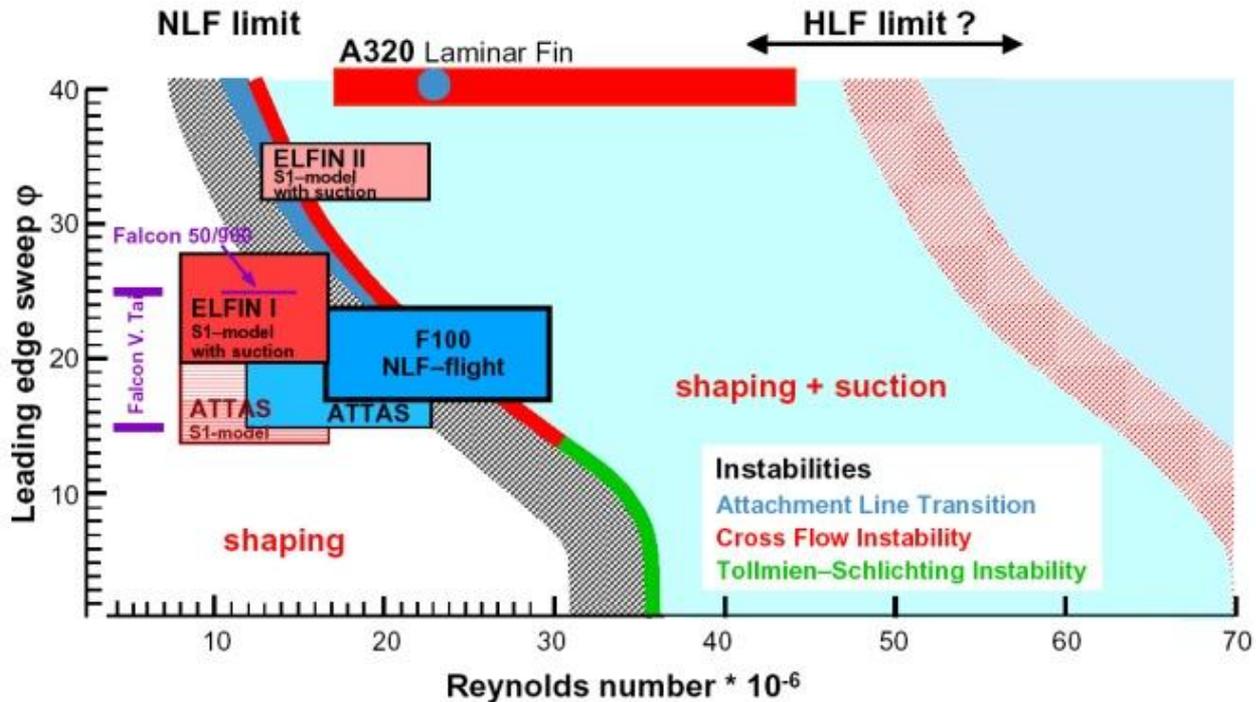


Конструктивно-силовая схема модели

Модель дужки для Т-128 РЧЗ

В 2016 г. заканчивается изготовление модели

Уменьшение стреловидности крыла



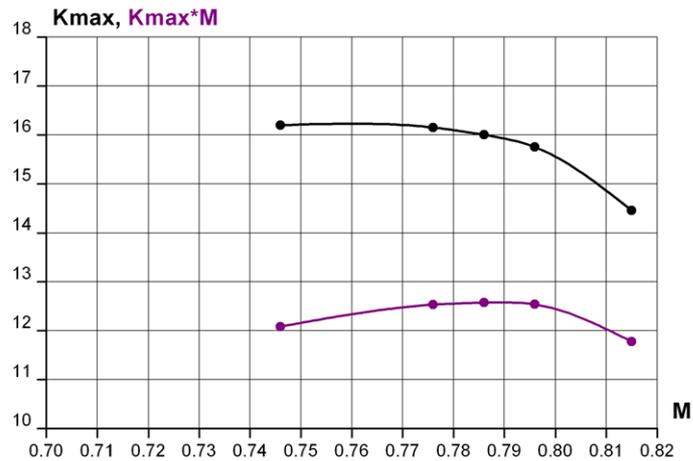
Расчет BLWF-56
 $Cy=0.55$, $Re=14$ млн.

Аэродинамическое проектирование крыла малой стреловидности



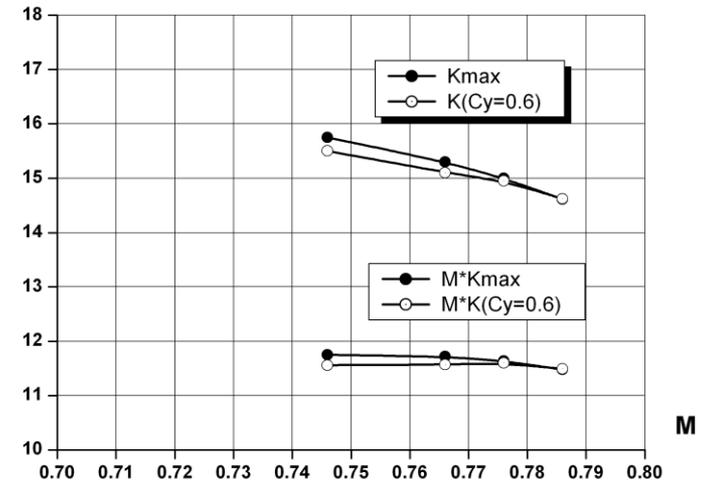
$\lambda=11.14$, $\chi_{1/4}=25^\circ$, $c=14.5\% - 12.2\% - 10\%$

Эксперимент Т-128, $Re=3 \cdot 10^6$, $X_{п}^{Б.Н.}=10\%$



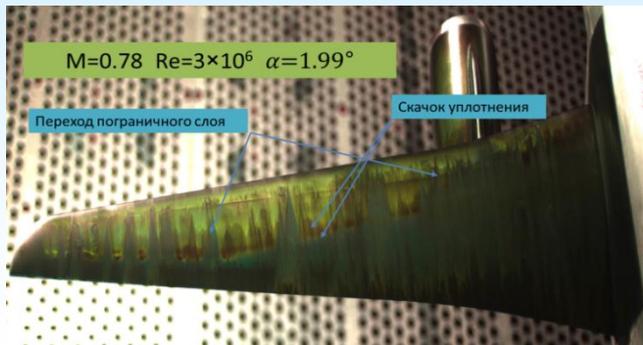
Эксперимент АДТ Т-128

крыло 2 ($\chi=15^\circ$), фиксированный переход, $\phi_{ro}=0$

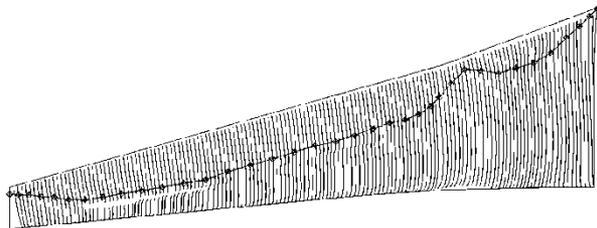


Расчетно-экспериментальное изучение перехода на стреловидных крыльях

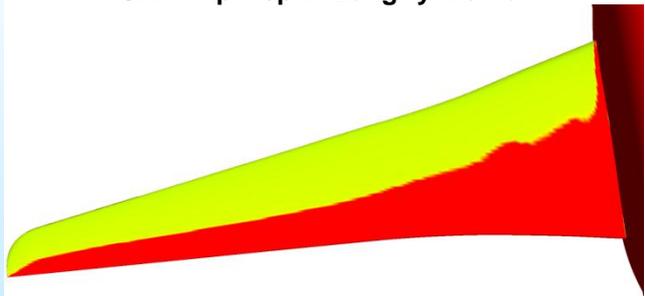
Крыло 2 $\chi_{1/4}=15^\circ$ Т-128 ЖК-покрытие



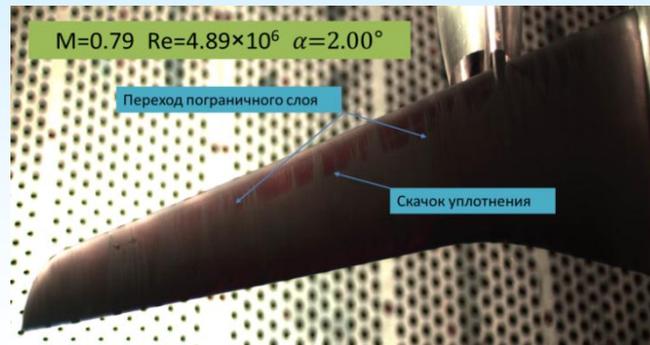
BLWF-56 + 2-d критерий перехода



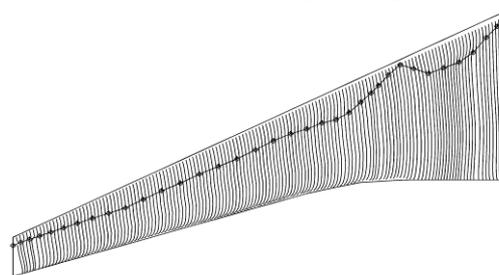
CFX + критерий Langtry-Menter



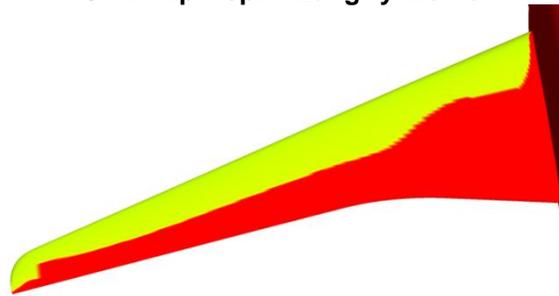
Крыло 1 $\chi_{1/4}=25^\circ$ Т-128 ЖК-покрытие



BLWF-56 + 2-d критерий перехода



CFX + критерий Langtry-Menter



Содержание

- Целевые показатели;
- Увеличение удлинения;
 - Магистральный самолет МС-21;
 - Законцовки для SSJ-100;
- Увеличение числа Маха;
- **Снижение сопротивления;**
 - Ламинаризация;
 - Демонстратор перспективных технологий;
 - Турбулентное трение;
 - Отработка местной аэродинамики;
 - Интеграция планера и СУ (Самолёт с распределённой силовой установкой в проточной части крыла);
 - Адаптация ЛА к режимам полета;
- **Экологичность;**
 - Снижение шума двигателя;
 - Снижение шума планера;
- **Снижение площади омываемой поверхности;**
 - Самолет схемы летающее крыло;
- **Безопасность;**
- **Доступность;**
- **Численные методы;**
- **Высокоскоростные самолеты;**
 - Сверхзвуковой самолет;
 - Гиперзвуковой самолет;

Самолет-демонстратор перспективных технологий

ФГУП «ЦАГИ» выступает инициатором создания самолета-демонстратора перспективных технологий.

«Стандарт ОАО «ОАК».

Порядок управления авиационными программами ОАО «ОАК».

«Ворота 0» - подача/получение заявки на новую программу и ее анализ

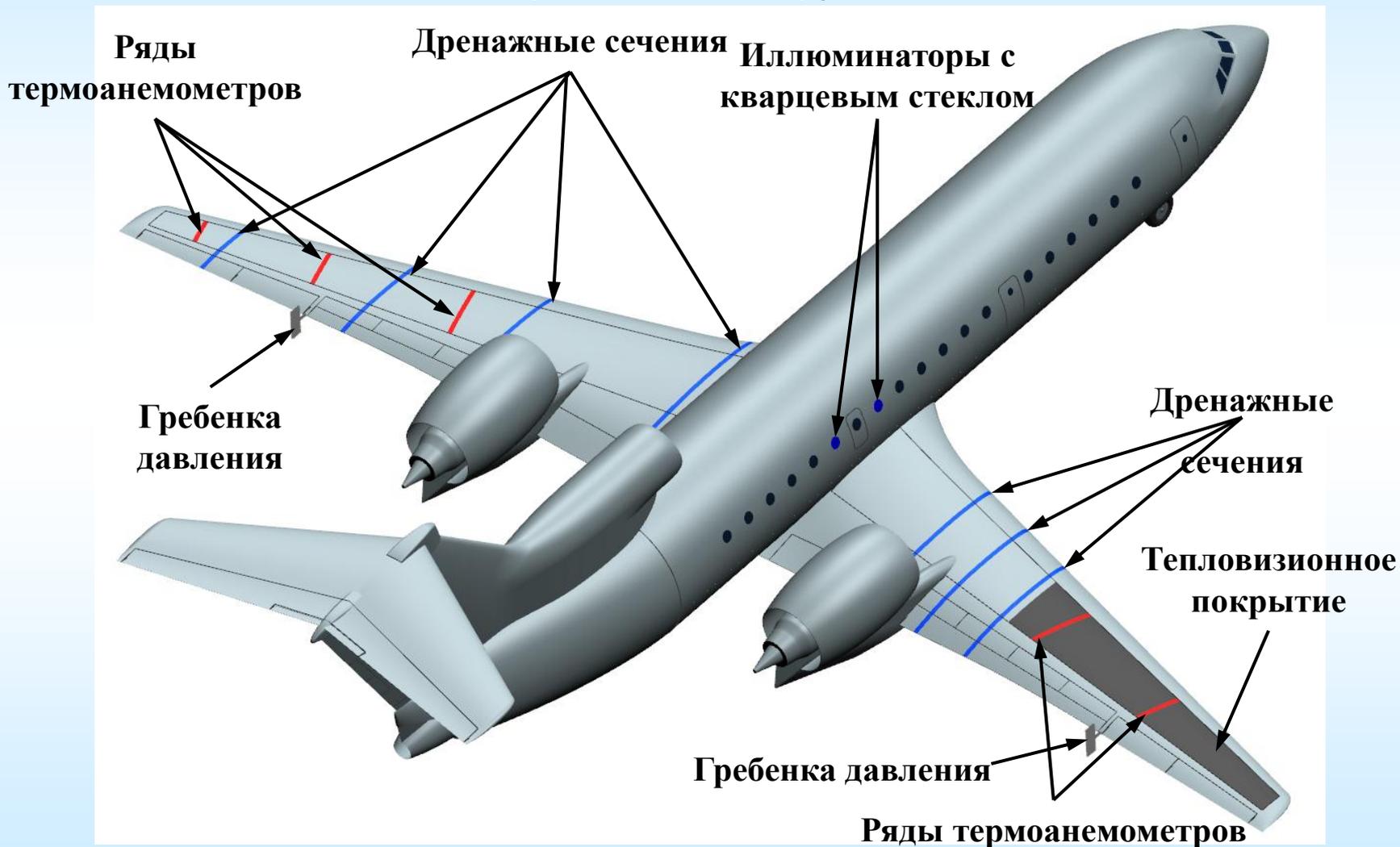
Самолет-демонстратор перспективных технологий:

Этапы проведения летных исследований

Этапы проведения летных исследований	Этап 1	Этап 2	Этап 3
Модификация	Новое крыло	Новая МСУ	Новая хвостовая часть фюзеляжа с оперением
Исследуемые технологии	ЕЛО* крыла, адаптивная механизация, струйная система управления обтеканием на крейсерских режимах полета	+ ЕЛО мотогондол и экранирование шума МСУ элементами планера	+ ЕЛО оперения

*ЕЛО – естественное ламинарное обтекание

Самолет-демонстратор перспективных технологий: Измерительное оборудование



Содержание

- Целевые показатели;
- Увеличение удлинения;
 - Магистральный самолет МС-21;
 - Законцовки для SSJ-100;
- Увеличение числа Маха;
- **Снижение сопротивления;**
 - Ламинаризация;
 - Демонстратор технологий;
 - Турбулентное трение;
 - Отработка местной аэродинамики;
 - Интеграция планера и СУ (Самолёт с распределённой силовой установкой в проточной части крыла);
 - Адаптация ЛА к режимам полета;
- **Экологичность;**
 - Снижение шума двигателя;
 - Снижение шума планера;
- **Снижение площади омываемой поверхности;**
 - Самолет схемы летающее крыло;
- **Безопасность;**
- **Доступность;**
- **Численные методы;**
- **Высокоскоростные самолеты;**
 - Сверхзвуковой самолет;
 - Гиперзвуковой самолет;

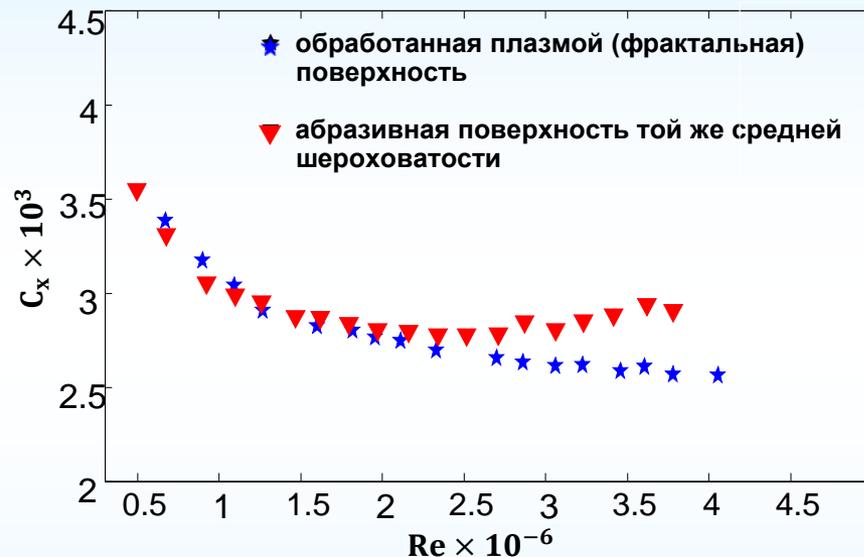
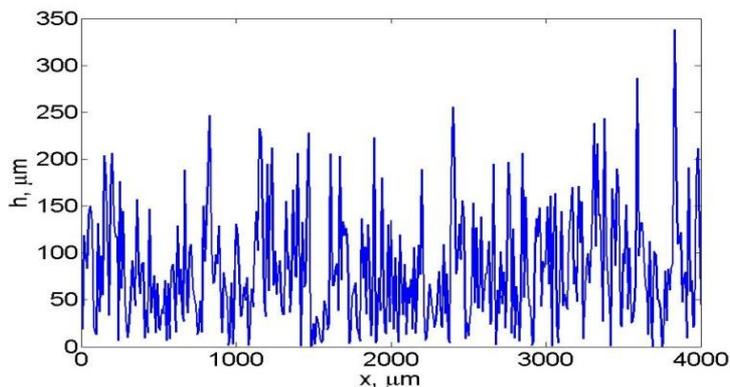
Влияние фрактальной шероховатости на коэффициент турбулентного сопротивления

Фрактальная поверхность образована воздействием высокотемпературной плазмы на исследуемую поверхность

Коэффициент сопротивления C_x пластины, измеренный на тензовесах, в зависимости от числа Рейнольдса

Модельный 1D профиля высот фрактальной поверхности

Эксперимент на плоской пластине в Т-36И ЦАГИ



Фотография цилиндрической модели с участком фрактальной поверхности



Участок фрактальной шероховатости

Планируемый эксперимент на цилиндре с целью исследования влияния градиента давления на изучаемый эффект

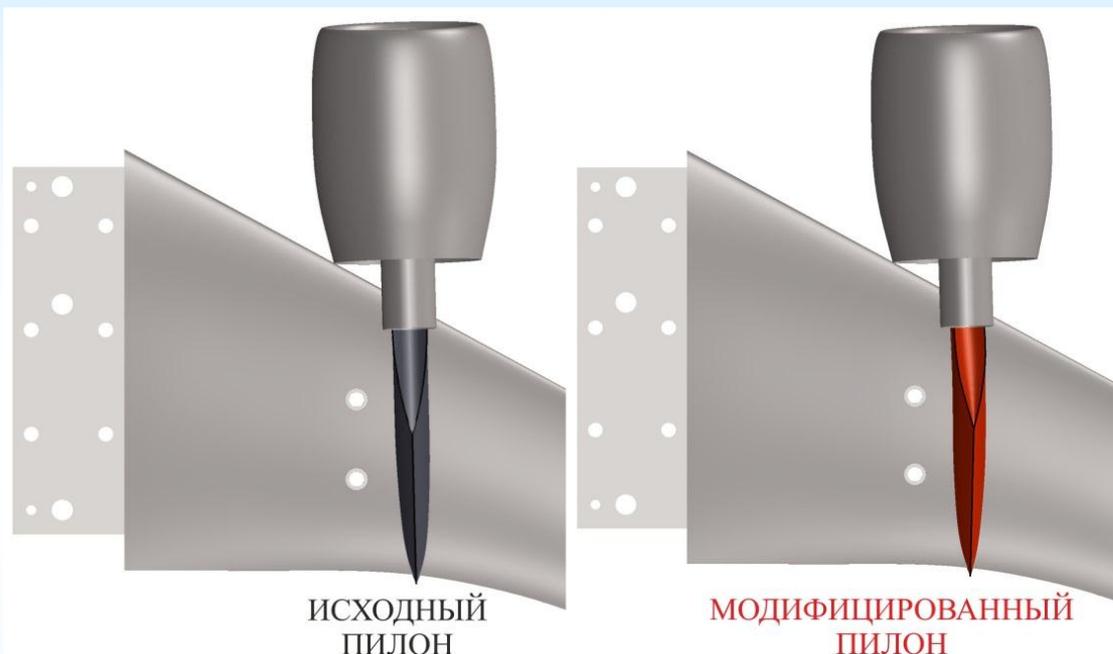
Работа проводится в рамках Программы взаимодействия ЦАГИ и институтов РАН (ИПМ им. М.В. Келдыша РАН и НИЦ «Курчатовский институт»)

Содержание

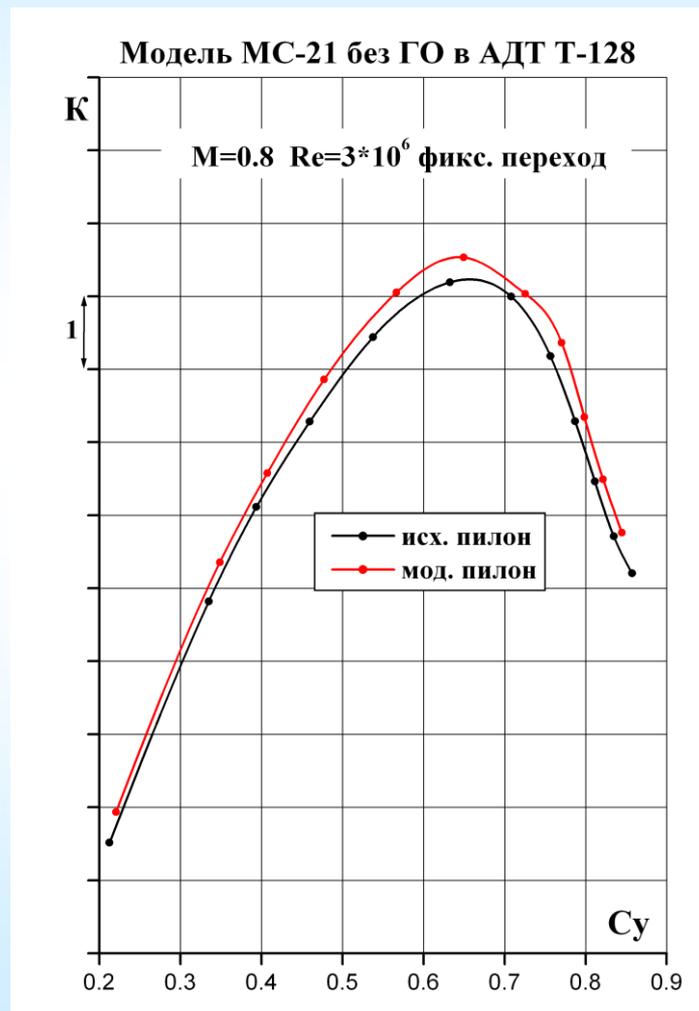
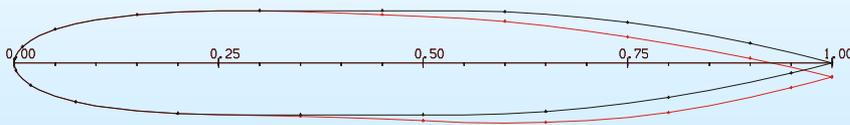
- Целевые показатели;
- Увеличение удлинения;
 - Магистральный самолет МС-21;
 - Законцовки для SSJ-100;
- Увеличение числа Маха;
- **Снижение сопротивления;**
 - Ламинаризация;
 - Демонстратор технологий;
 - Турбулентное трение;
 - **Отработка местной аэродинамики;**
 - Интеграция планера и СУ (Самолёт с распределённой силовой установкой в проточной части крыла);
 - Адаптация ЛА к режимам полета;
- **Экологичность;**
 - Снижение шума двигателя;
 - Снижение шума планера;
- **Снижение площади омываемой поверхности;**
 - Самолет схемы летающее крыло;
- **Безопасность;**
- **Доступность;**
- **Численные методы;**
- **Высокоскоростные самолеты;**
 - Сверхзвуковой самолет;
 - Гиперзвуковой самолет;

Отработка местной аэродинамики самолета МС-21

Проектирование криволинейного пилона



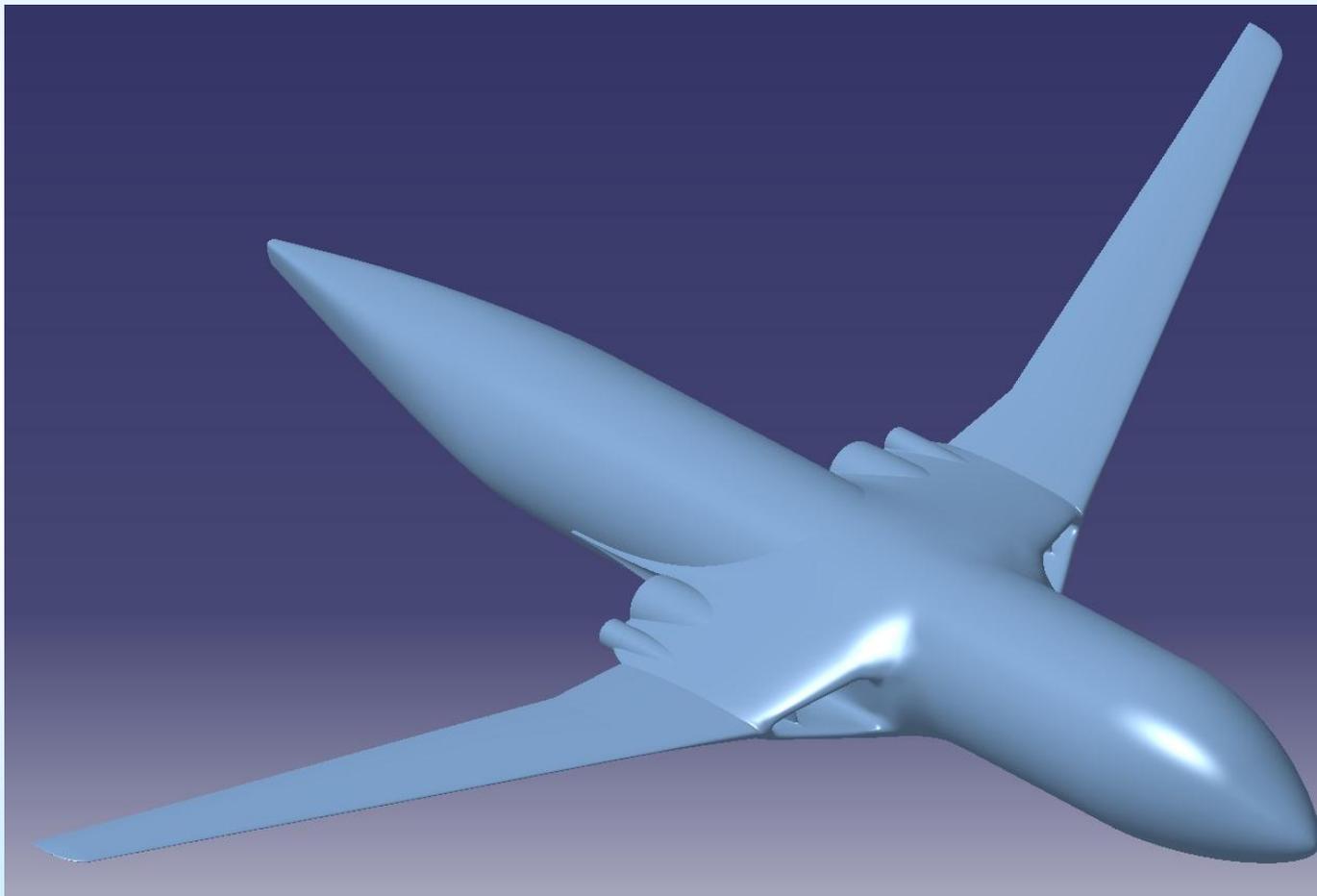
сечение модифицированного пилона



Содержание

- Целевые показатели;
- Увеличение удлинения;
 - Магистральный самолет МС-21;
 - Законцовки для SSJ-100;
- Увеличение числа Маха;
- **Снижение сопротивления;**
 - Ламинаризация;
 - Демонстратор технологий;
 - Турбулентное трение;
 - Отработка местной аэродинамики;
 - Интеграция планера и СУ (Самолёт с распределённой силовой установкой в проточной части крыла);
 - Адаптация ЛА к режимам полета;
- **Экологичность;**
 - Снижение шума двигателя;
 - Снижение шума планера;
- **Снижение площади омываемой поверхности;**
 - Самолет схемы летающее крыло;
- **Безопасность;**
- **Доступность;**
- **Численные методы;**
- **Высокоскоростные самолеты;**
 - Сверхзвуковой самолет;
 - Гиперзвуковой самолет;

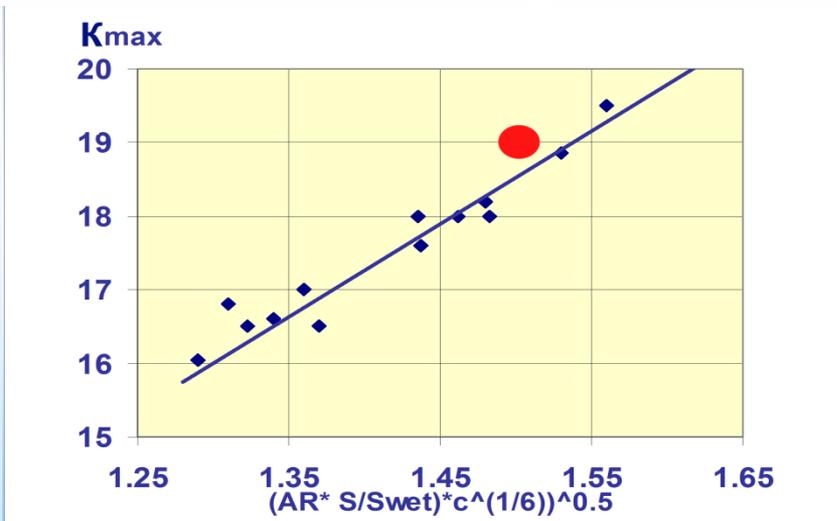
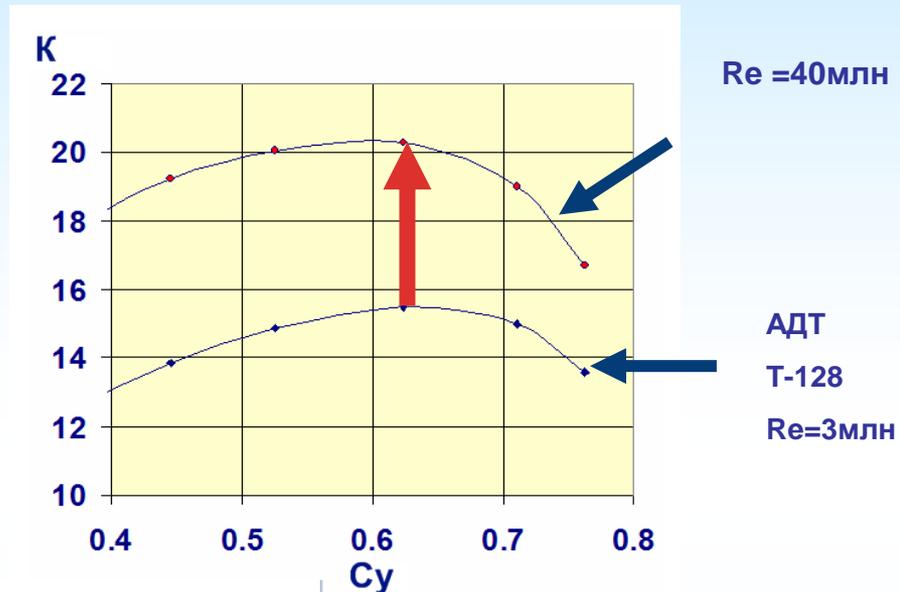
Самолёт интегральной схемы с распределённой силовой установкой в проточной части крыла



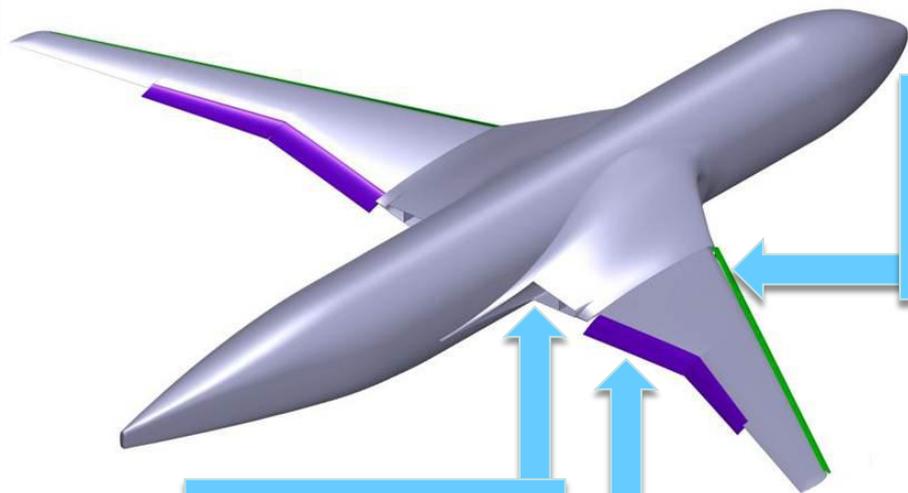
Аэродинамическое проектирование и результаты



$M=0.8$



Общий вид ИПД-3 с органами
взлетно- посадочной механизации



Щелевой
выдвижной
предкрылок

Часть крыла
лишена
механизации

Однощелевой
выдвижной
закрылок с
дефлектором

РАСЧЕТ:

ВЗЛЕТ $C_{y_{max}} = 1.8$

ПОСАДКА $C_{y_{max}} = 2.3 \div 2.5$

Резюме проекта ЛА с распределенной в корне крыла СУ

май, 2016

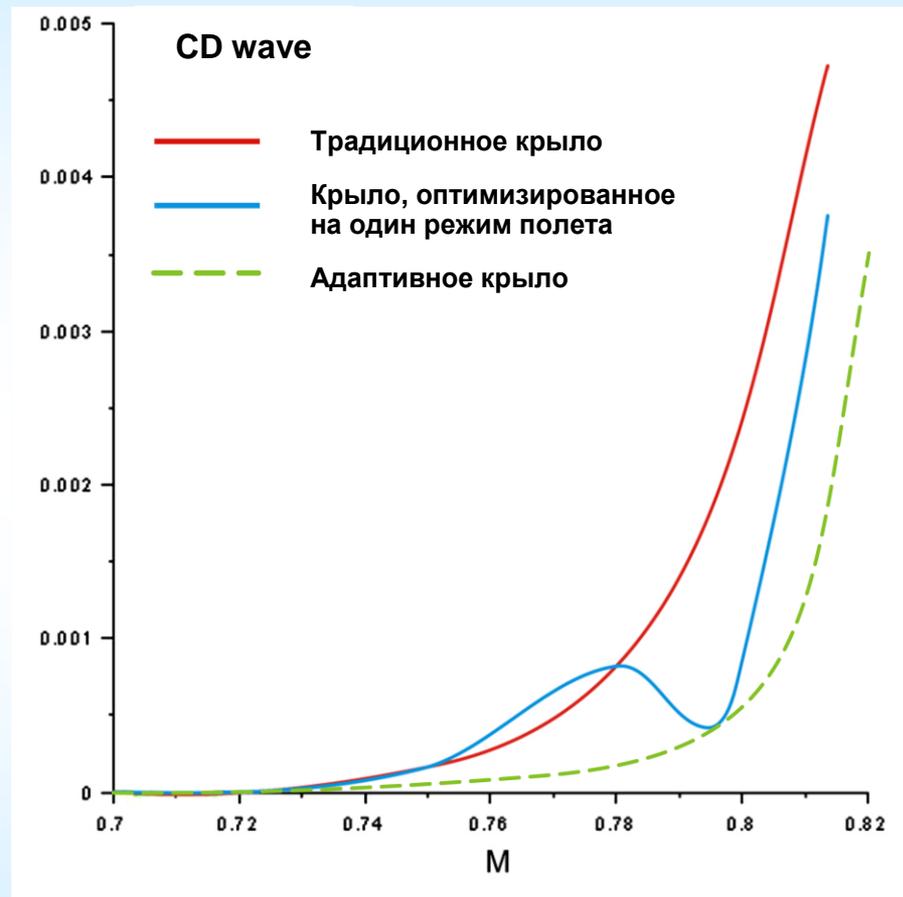
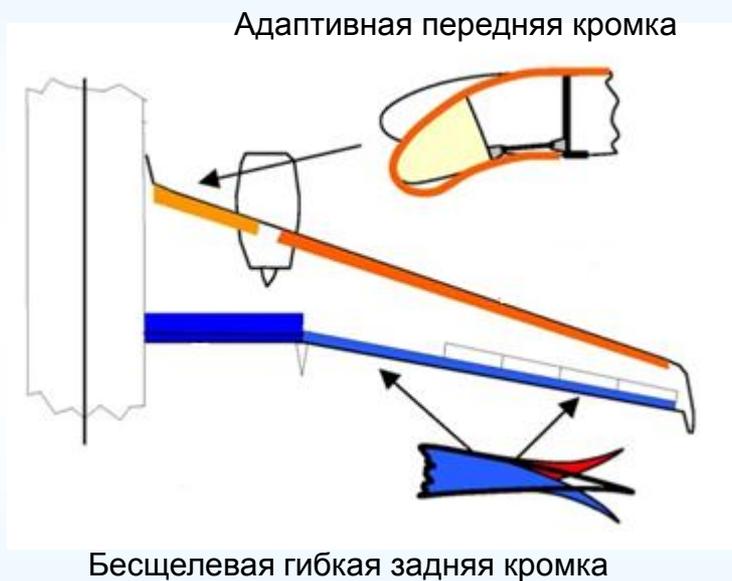
	Статус
Аэродинамически спроектированы консоли крыла. Подтверждены высокие аэродинамические характеристики	Эксперимент
10% Снижение веса конструкции	Расчет
15% Уменьшение расхода топлива	Расчет
30 EPN дБ снижение уровня шума на местности (относительно нормы гл. IV ИКАО - требования 2030)	Оценка

- Потребная площадь ВО – 8% площади крыла (традиционно 16÷25%) (расчет);
- Концепция распределенной силовой установки (турбокомпрессорный модуль небольшого диаметра и размещенный рядом большой вентиляторный модуль), вписывается в геометрию силового треугольника крыла (проект);
- Воздухозаборники обеспечивают высокий уровень характеристик газогенератора и вентилятора (эксперимент)

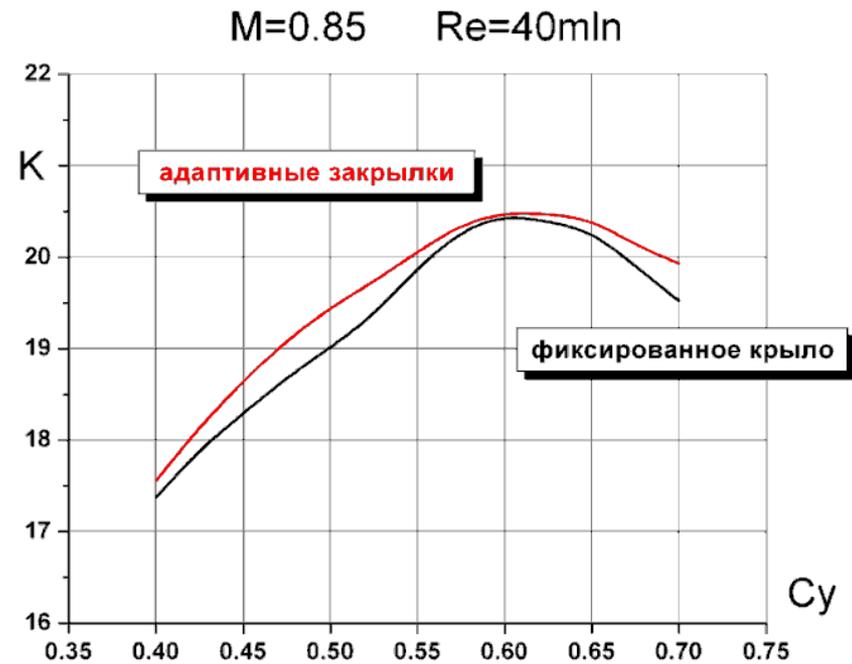
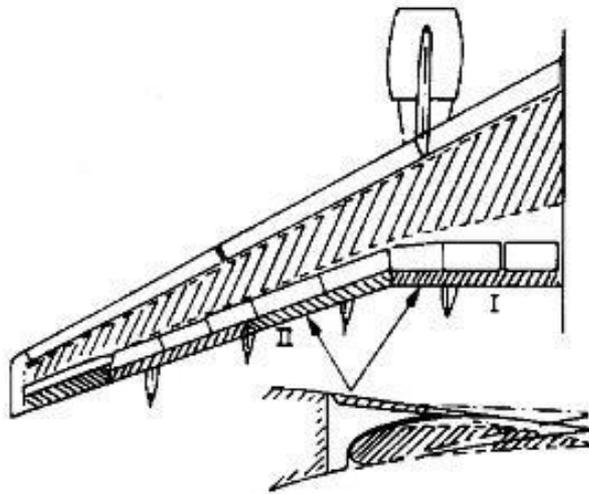
Содержание

- Целевые показатели;
- Увеличение удлинения;
 - Магистральный самолет МС-21;
 - Законцовки для SSJ-100;
- Увеличение числа Маха;
- **Снижение сопротивления;**
 - Ламинаризация;
 - Демонстратор технологий;
 - Турбулентное трение;
 - Отработка местной аэродинамики;
 - Интеграция планера и СУ (Самолёт с распределённой силовой установкой в проточной части крыла);
 - Адаптация ЛА к режимам полета;
- **Экологичность;**
 - Снижение шума двигателя;
 - Снижение шума планера;
- **Снижение площади омываемой поверхности;**
 - Самолет схемы летающее крыло;
- **Безопасность;**
- **Доступность;**
- **Численные методы;**
- **Высокоскоростные самолеты;**
 - Сверхзвуковой самолет;
 - Гиперзвуковой самолет;

Адаптивное крыло магистрального самолета следующего поколения



Сверхкритическое крыло большого удлинения с адаптивным хвостиком



Возможное улучшение аэродинамического качества на различных режимах полета (на разных эшелонах) – до 2%.

Содержание

- Целевые показатели;
- Увеличение удлинения;
 - Магистральный самолет МС-21;
 - Законцовки для SSJ-100;
- Увеличение числа Маха;
- Снижение сопротивления;
 - Ламинаризация;
 - Демонстратор технологий;
 - Турбулентное трение;
 - Отработка местной аэродинамики;
 - Интеграция планера и СУ (Самолёт с распределённой силовой установкой в проточной части крыла);
 - Адаптация ЛА к режимам полета;
- **Экологичность;**
 - Снижение шума от двигателя;
 - Снижение шума планера;
- Снижение площади омываемой поверхности;
 - Самолет схемы летающее крыло;
- Безопасность;
- Доступность;
- Численные методы;
- Высокоскоростные самолеты;
 - Сверхзвуковой самолет;
 - Гиперзвуковой самолет;

Снижение шумы экранированием двигателей

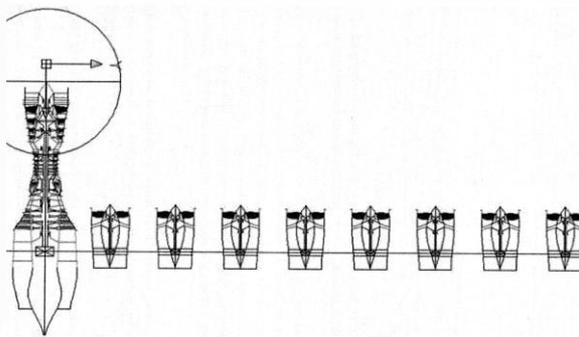
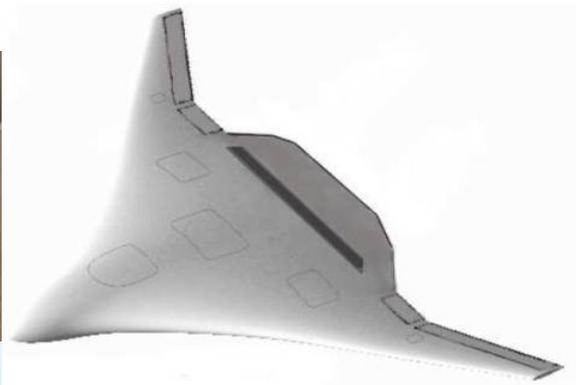
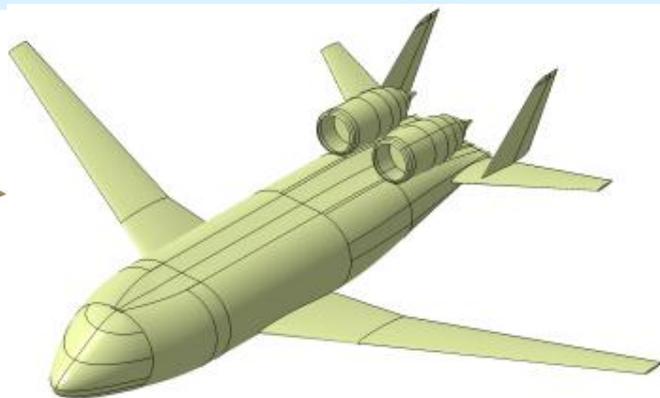


Схема ЛК

Встроенные СУ

Распределенная СУ

Концепция регионального самолета с верхним расположением двигателей



- Крыло малой стреловидности;
- Двигатели над крылом;
- Отклоняемый вектор тяги;

Преимущества:

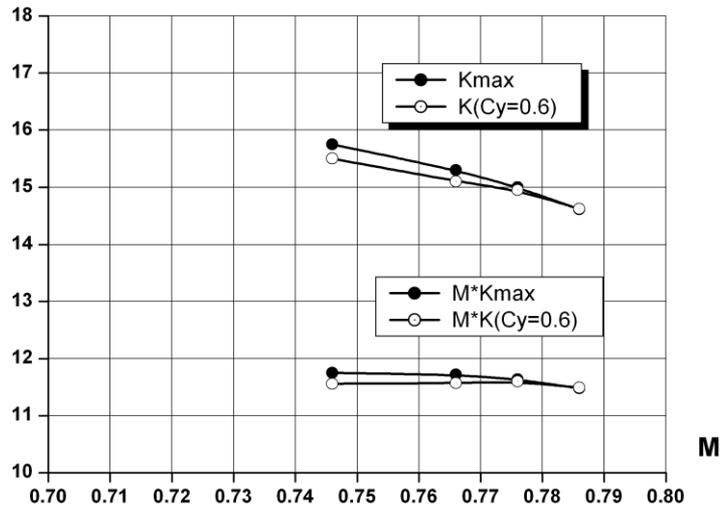
- “Чистое” крыло и механизация
- Защита от попадания посторонних предметов в двигатель;
- Короткие стойки шасси, отсутствие обтекателей шасси, небольшие встроенные трапы;
- Двигатели большой степени двухконтурности, высоко от полосы;
- Экранирование шума на местности крылом и фюзеляжем, отсутствие JFI-эффекта, снижение шума в передней части салона;
- Простота создания семейства;

Недостатки:

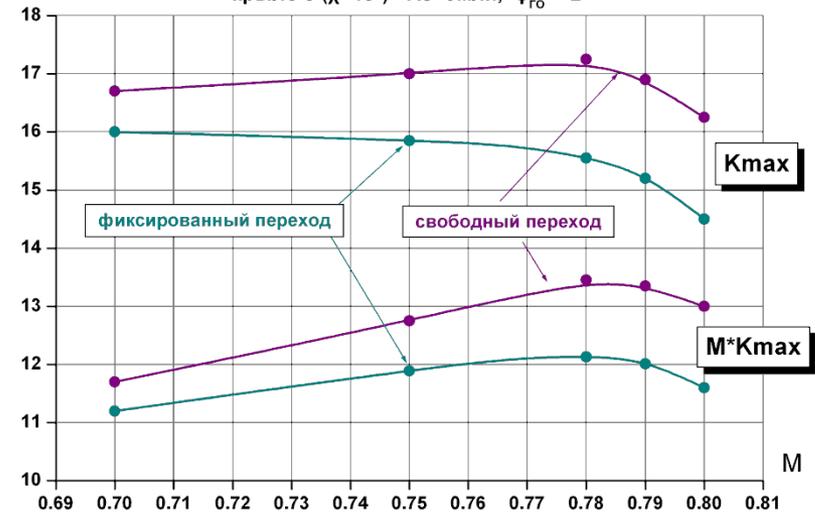
- Затрудненное обслуживание двигателей;
- Увеличенная интерференция двигателей с крылом;
- Возможны проблемы на больших углах атаки;
- Малоисследованная конструкция;
- Отказ от палубного оперения;
- Проблема разлета лопаток турбины;

Аэродинамическое проектирование крыла с верхним расположением двигателей ($M_{\text{крейс}}=0.78$ $\chi_{1/4}=15^\circ$)

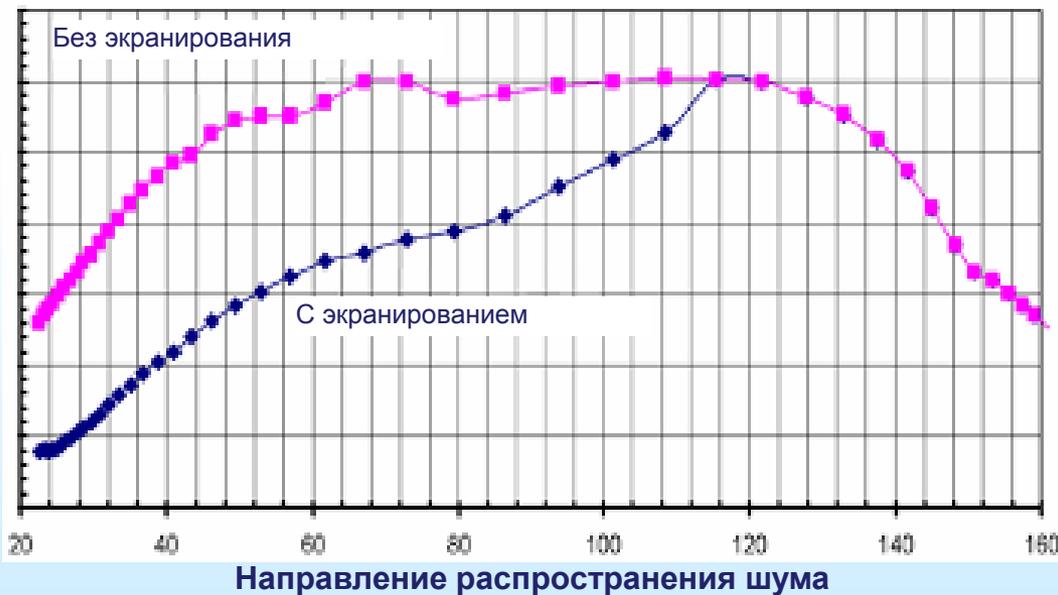
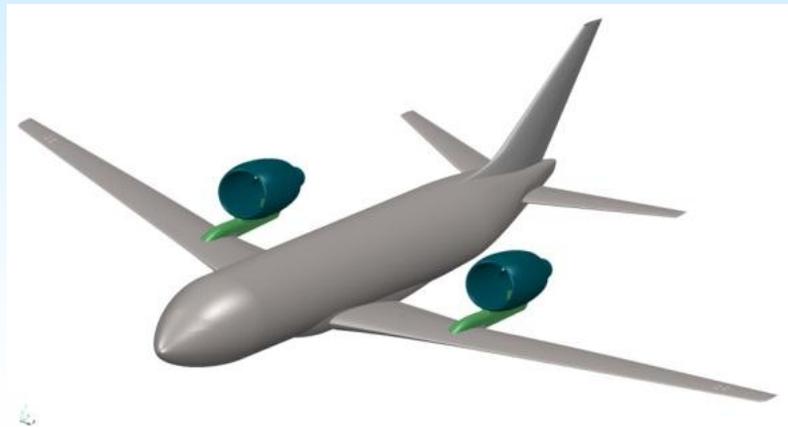
Эксперимент АДТ Т-128

 крыло 2 ($\chi=15^\circ$), фиксированный переход, $\phi_{\text{го}}=0$


Эксперимент АДТ Т-128

 крыло 3 ($\chi=15^\circ$), $Re=3\text{млн}$, $\phi_{\text{го}}=-2^\circ$


Сравнение шума на для традиционной и верхней компоновки двигателей



Резюме проекта самолета с двигателями над крылом

май, 2016

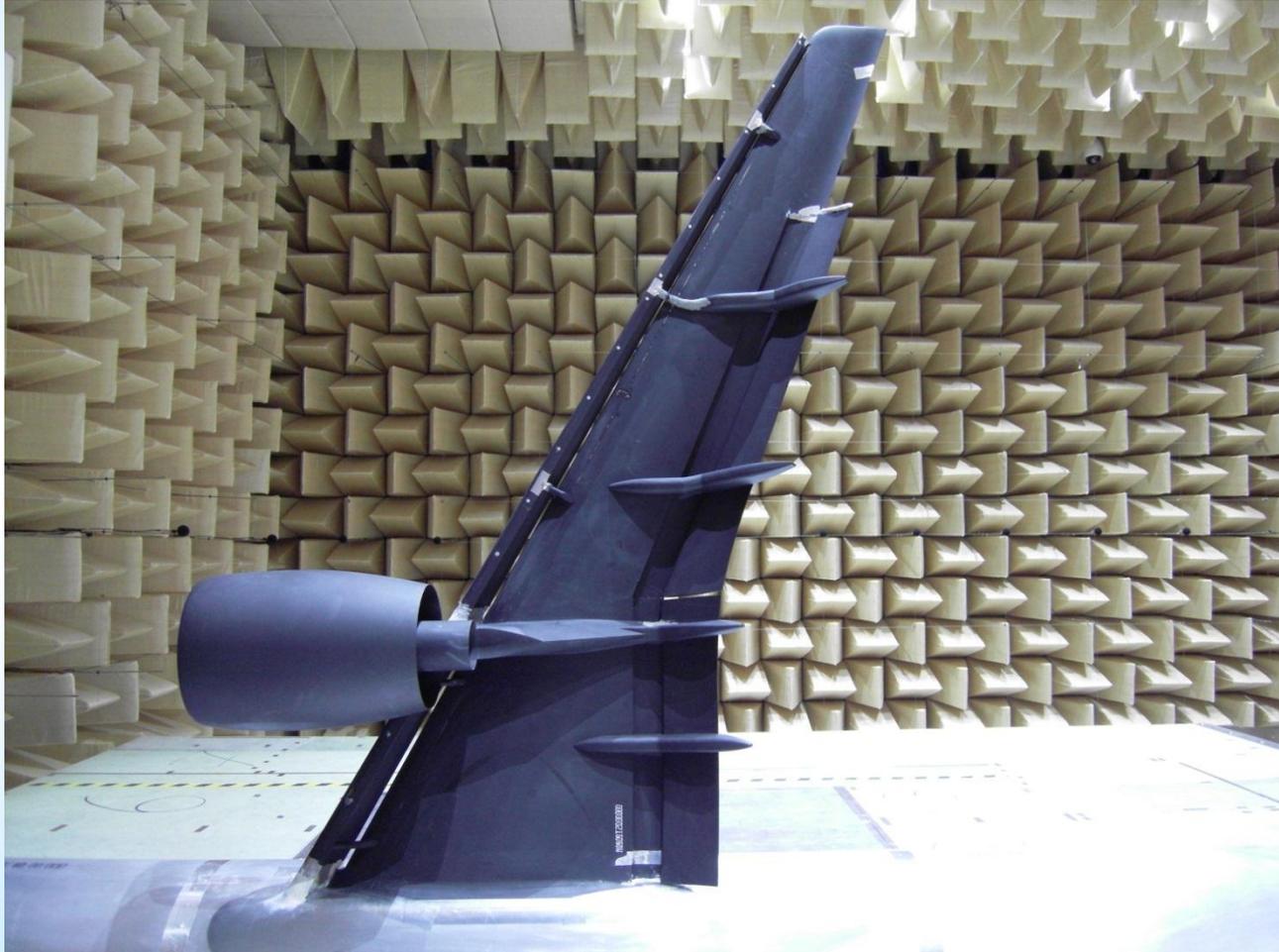
	Статус
Аэродинамическое проектирование показало возможность создания ЛА с сопротивлением интерференции на уровне традиционных самолетов с двигателями под крылом	Эксперимент
Анализ конструктивно-силовой схемы показал сравнимые с самолетами традиционных схем весовые характеристики	Расчет
По уровню шума на местности схема самолета с двигателями над крылом превосходит традиционный самолет ~ 10% EPN дБ	Расчет

- Самолет с отклоняемым вектором тяги позволяет обеспечить в 1.5 раза больший комплекс функций управления самолетом.

Содержание

- Целевые показатели;
- Увеличение удлинения;
 - Магистральный самолет МС-21;
 - Законцовки для SSJ-100;
- Увеличение числа Маха;
- Снижение сопротивления;
 - Ламинаризация;
 - Демонстратор технологий;
 - Турбулентное трение;
 - Отработка местной аэродинамики;
 - Интеграция планера и СУ (Самолёт с распределённой силовой установкой в проточной части крыла);
 - Адаптация ЛА к режимам полета;
- **Экологичность;**
 - Снижение шума двигателя;
 - **Снижение шума планера;**
- Снижение площади омываемой поверхности;
 - Самолет схемы летающее крыло;
- Безопасность;
- Доступность;
- Численные методы;
- **Высокоскоростные самолеты;**
 - Сверхзвуковой самолет;
 - Гиперзвуковой самолет;

Испытания по определению и ранжированию источников шума обтекания механизации крыла самолета МС-21-200



- АДТ DNW NWB Брауншвейг (Германия);
- Полумодель механизированного крыла самолета МС-21-200 в масштабе 1:8.16
- Снижения шума с помощью шевронной нижней кромки предкрылков;
- Использование шевронов не ухудшило АХ



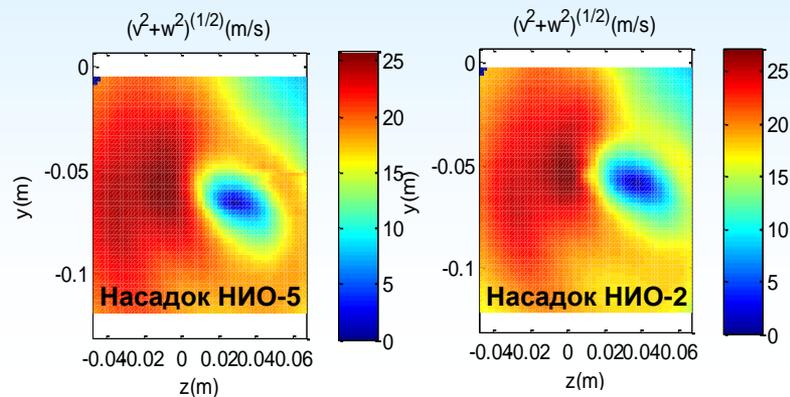
Исследования вихревой системы за крупномасштабной полумodelью в Т-103

УГТ = 2 - 3

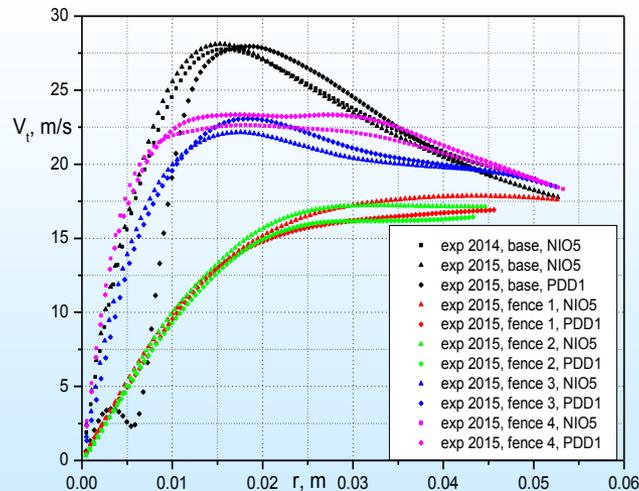
Полуразмах 2.2м, $V=50\text{м/с}$, $Re=1.5\text{млн}$



Окружная скорость, законцовка 1



Средняя окружная скорость в вихре в зависимости от радиуса вихря, $x=462\text{мм}$



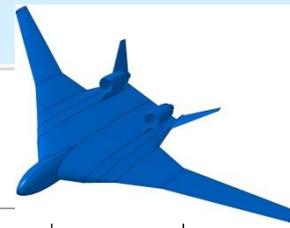
Законцовки 1, 2, 3, 4

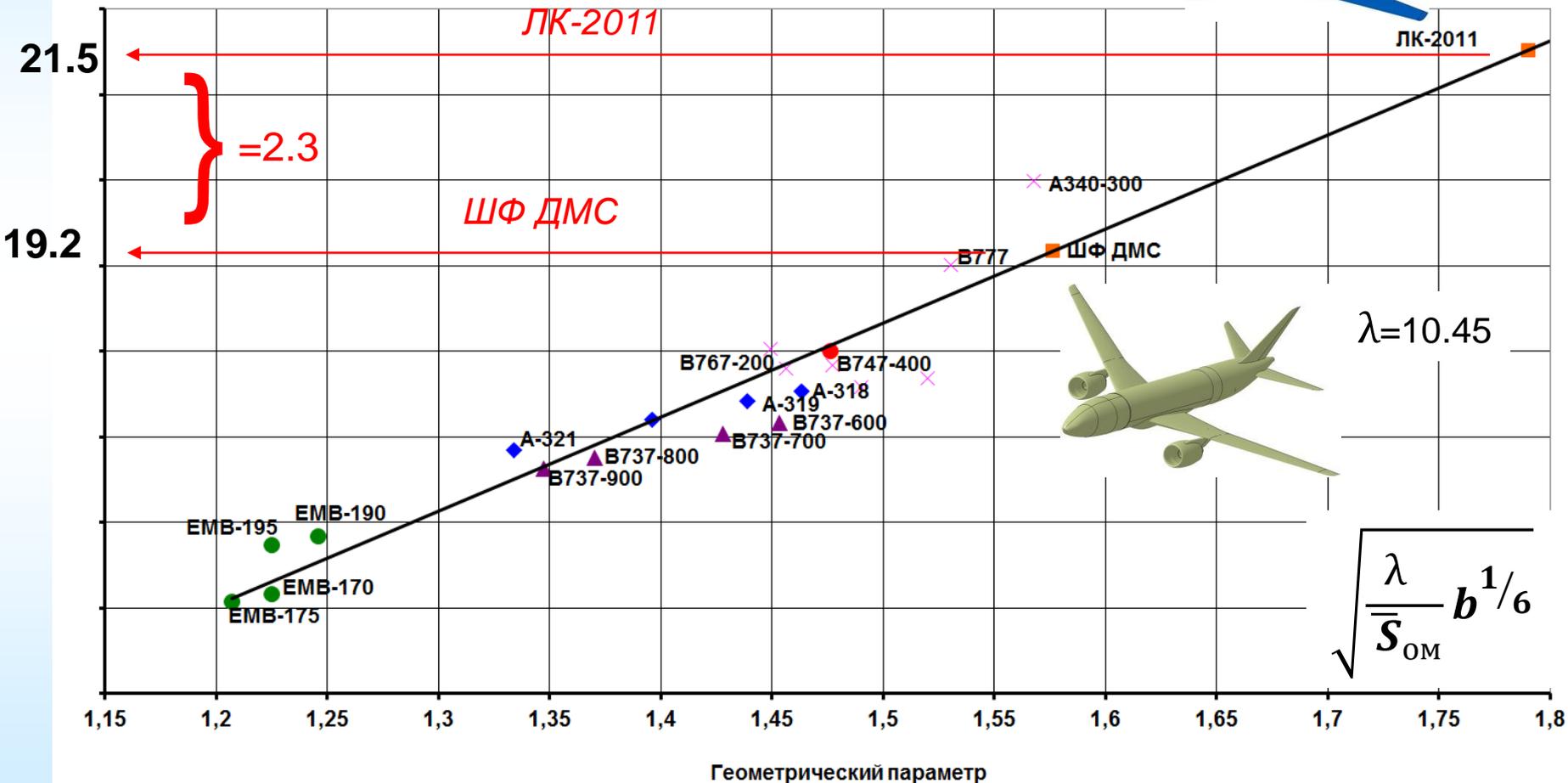


Содержание

- Целевые показатели;
- Увеличение удлинения;
 - Магистральный самолет МС-21;
 - Законцовки для SSJ-100;
- Увеличение числа Маха;
- Снижение сопротивления;
 - Ламинаризация;
 - Демонстратор технологий;
 - Турбулентное трение;
 - Отработка местной аэродинамики;
 - Интеграция планера и СУ (Самолёт с распределённой силовой установкой в проточной части крыла);
 - Адаптация ЛА к режимам полета;
- **Экологичность;**
 - Снижение шума от двигателя;
 - Снижение шума планера;
- **Снижение площади омываемой поверхности;**
 - Самолет схемы летающее крыло;
- Безопасность;
- Доступность;
- Численные методы;
- **Высокоскоростные самолеты;**
 - Сверхзвуковой самолет;
 - Гиперзвуковой самолет;

Максимальное аэродинамическое качество перспективных ДМС


 $\lambda=10.00$

 Максимальное аэродинамическое качество K_{max}


Различные варианты сборки модели ЛК-2011



2 engines over the center-wing



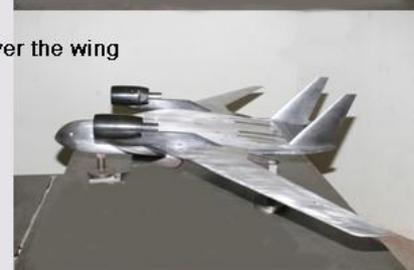
2 engines under the wing



4 engines under the wing

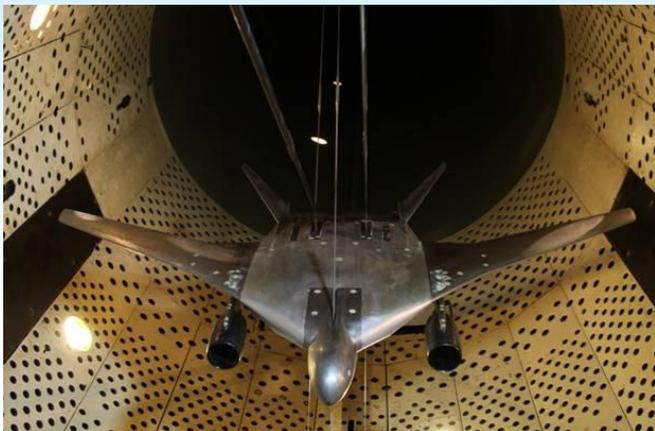


2 engines over the wing

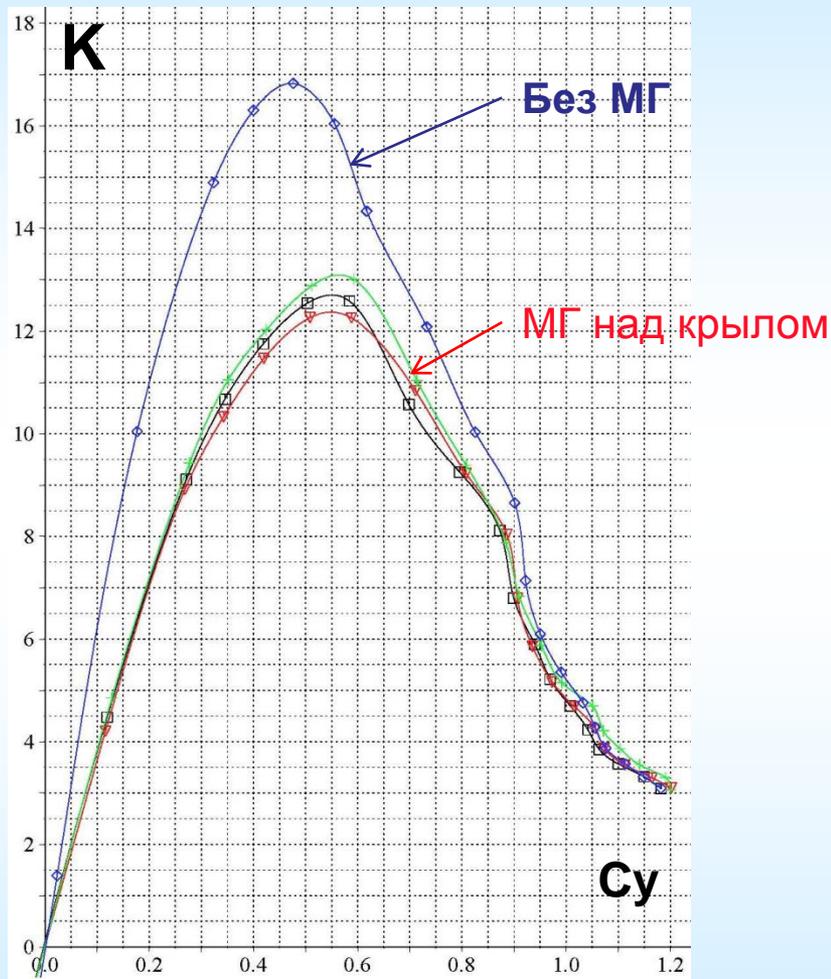


Модель ЛК-2011 в АДТ Т-106М ЦАГИ (крейсерские характеристики)

2 двигателя под крылом



2 двигателя на центроплане



МГ под крылом: $K_{\text{max}} \sim 20$;
 МГ над крылом: $K_{\text{max}} \sim 16$

Резюме концепции «Летающее крыло»

май, 2016

- Изучена компоновка ДМС в схеме ЛК на 250 пассажиров;
- Уровень $K_{\max}=20$ при числе $M=0.8$ может быть получен для «классической» компоновки с двигателями, расположенными под крылом;
- Уровень качества для компоновки с двигателями, установленными над крылом может составить $K_{\max} \approx 16.5$;
- Проведенные исследования подтверждают предположения об экранировании шума СУ.

Содержание

- Целевые показатели;
- Увеличение удлинения;
 - Магистральный самолет МС-21;
 - Законцовки для SSJ-100;
- Увеличение числа Маха;
- Снижение сопротивления;
 - Ламинаризация;
 - Демонстратор технологий;
 - Турбулентное трение;
 - Отработка местной аэродинамики;
 - Интеграция планера и СУ (Самолёт с распределённой силовой установкой в проточной части крыла);
 - Адаптация ЛА к режимам полета;
- **Экологичность;**
 - Снижение шума от двигателя;
 - Снижение шума планера;
- **Снижение площади омываемой поверхности;**
 - Самолет схемы летающее крыло;
- **Безопасность;**
- **Доступность;**
- **Численные методы;**
- **Высокоскоростные самолеты;**
 - Сверхзвуковой самолет;
 - Гиперзвуковой самолет;

Крупномасштабная модель МС-21 с местной тензометрией для испытаний в АДТ Т-104 при наличии экрана (имитация ВПП)



Лкр = 4.4 м

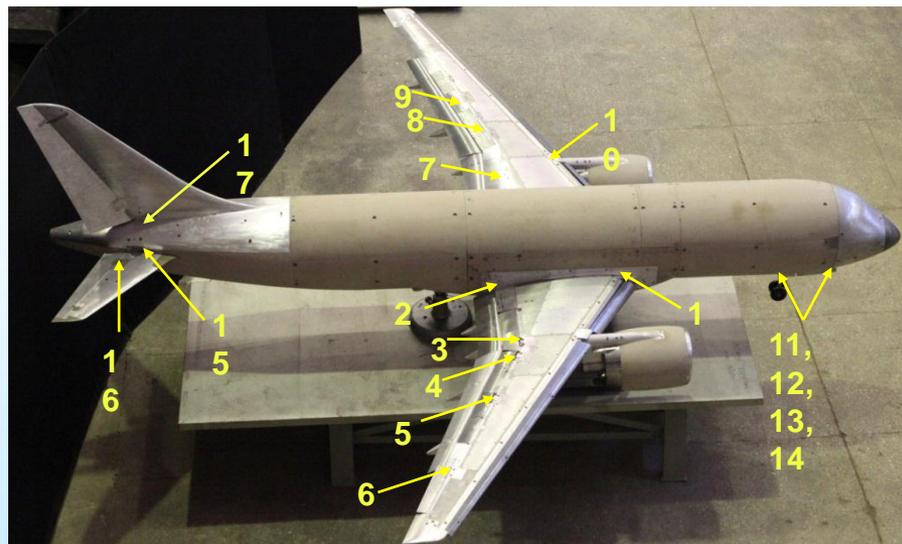
Лмод = 4.5 м

Цель исследований:

Определение нагрузок и моментов, действующих на органы управления и элементы механизации.

Количество тензометрических весов на модели – 17.

Общее количество измерительных каналов – 43.



Обеспечение безопасности полета при отказе двигателя

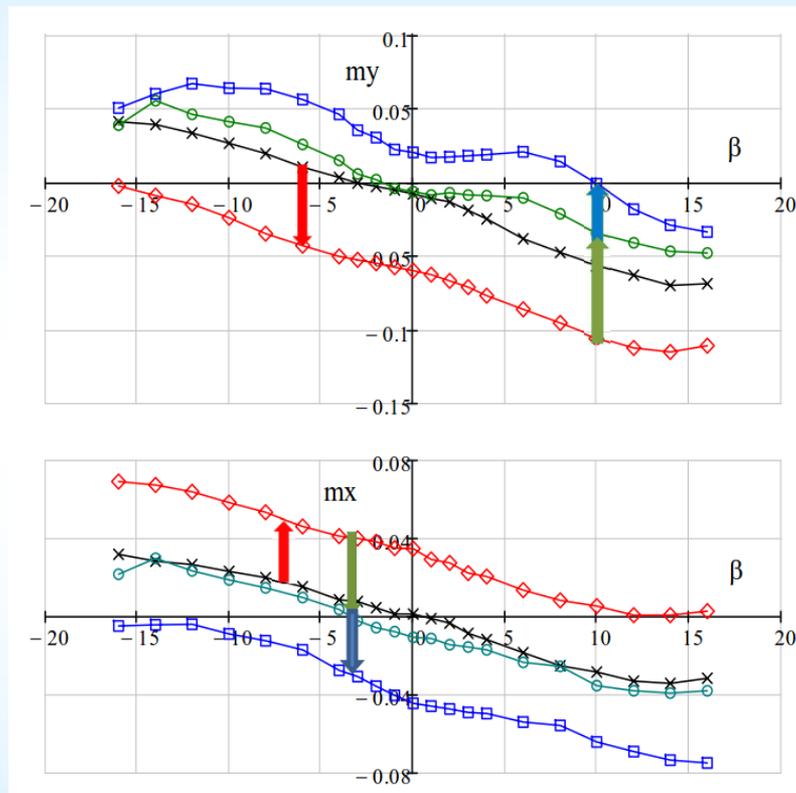
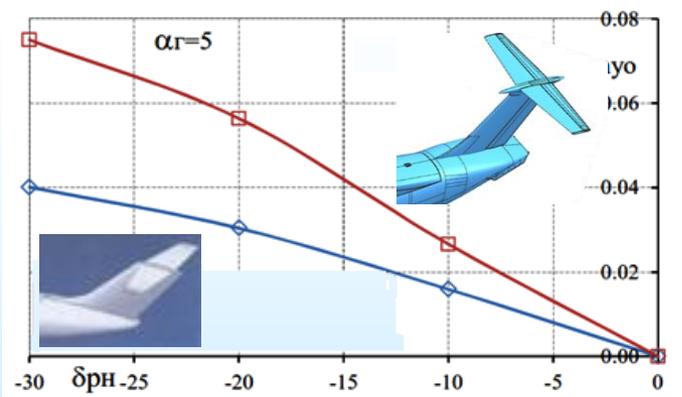
Исследование модели самолета в АДТ Т-102



Отказ правого двигателя

$\delta_3 = 32^\circ$; $V_0 = 1.5$ ($M = 0.07$; $Re = 0.58 \cdot 10^6$)

Эффективность руля направления



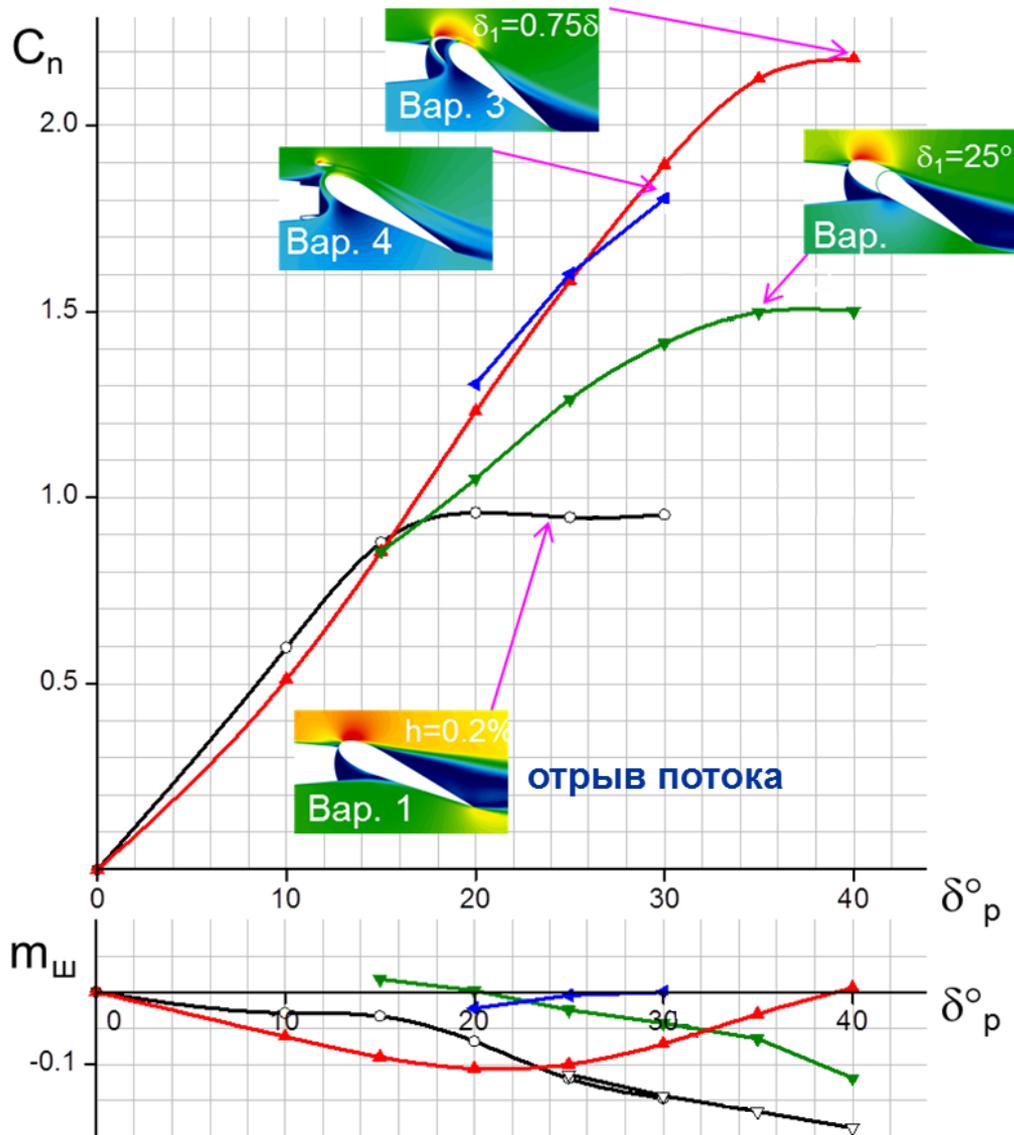
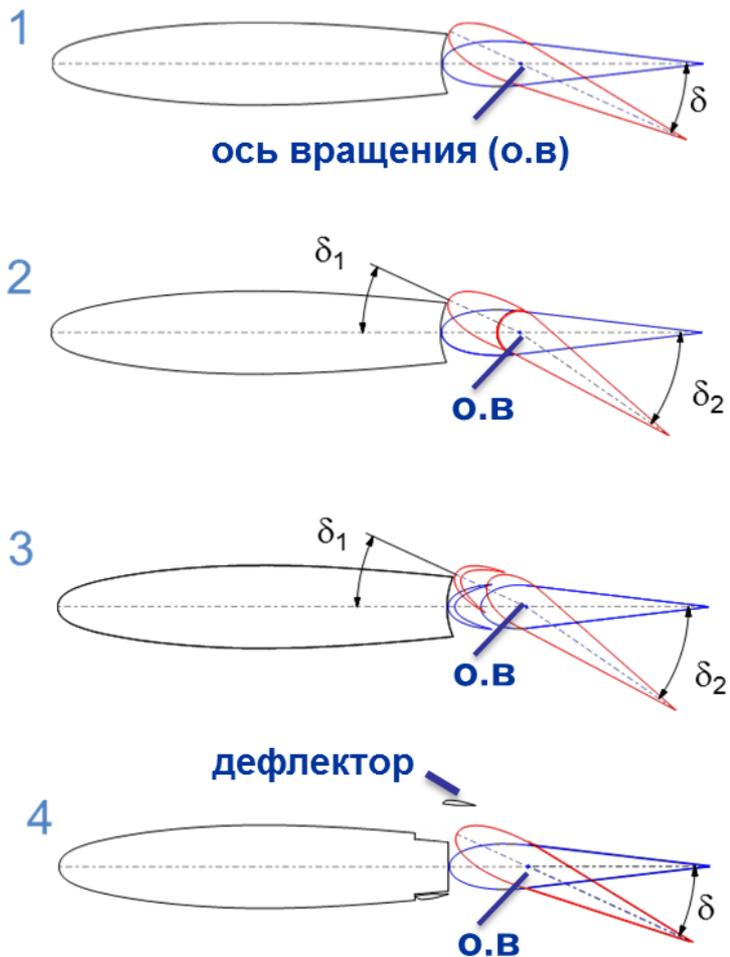
- ××× $V_0 = 1.5$; Двиг. ++ ШС+; $\delta_3 = 0/0^\circ$; $\delta_{рн} = 0$
- ◇◇◇ $V_0 = 1.5$; Двиг. +/Фл; ШС+; $\delta_3 = 0/0^\circ$; $\delta_{рн} = 0$
- ○ ○ $V_0 = 1.5$; Двиг. +/Фл ШС+; $\delta_3 = -25/20^\circ$; $\delta_{рн} = -30^\circ$
- □ □ $V_0 = 1.5$; Двиг. +/Фл ШС+; $\delta_3 = -25/20^\circ + \text{МЦ}$; $\delta_{рн} = -30^\circ + \text{МЦ}$

Новые средства повышения эффективности руля направления

УГТ = 2

$M=0.2, Re=16.2 \cdot 10^6$

Варианты руля направления

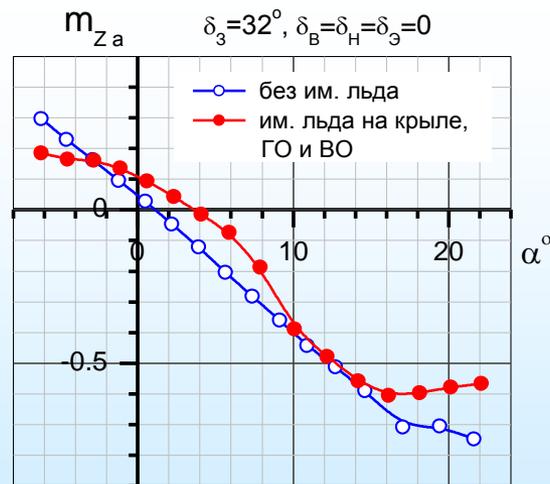
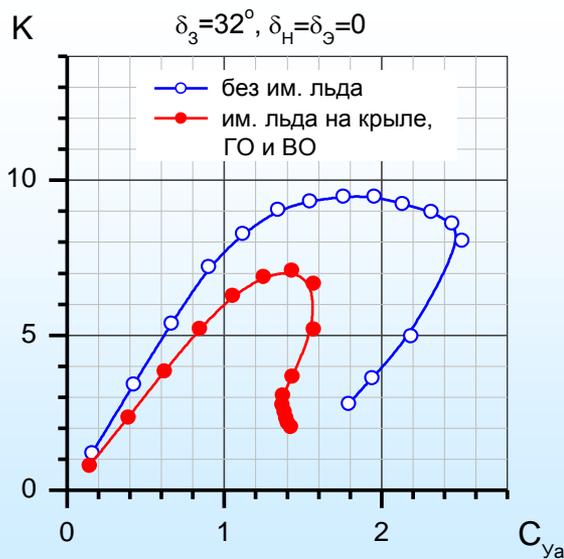
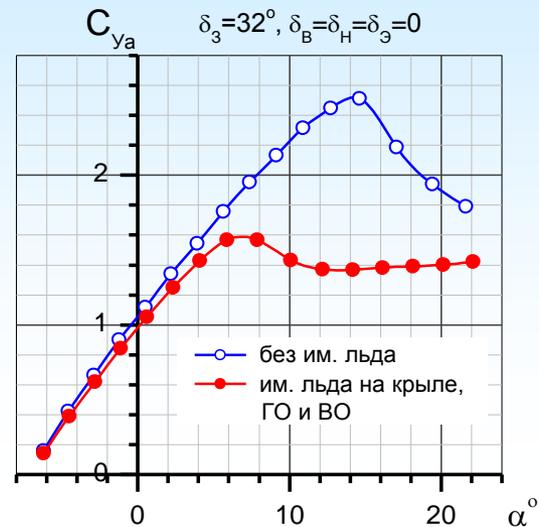
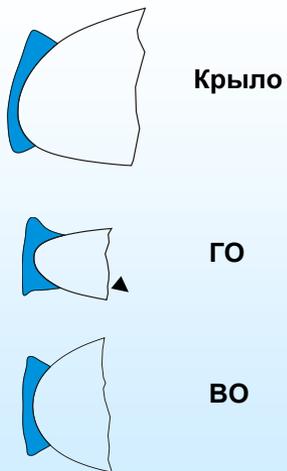


Исследования влияния обледенения на АДХ самолета

Модель с имитаторами обледенения в Т-102



Типовые сечения имитаторов льда (И. Л.)



Безопасность полёта в зоне аэропорта с учётом вихревых структур от рельефа местности и городской застройки



Математическая модель ландшафта

Модель атмосферы

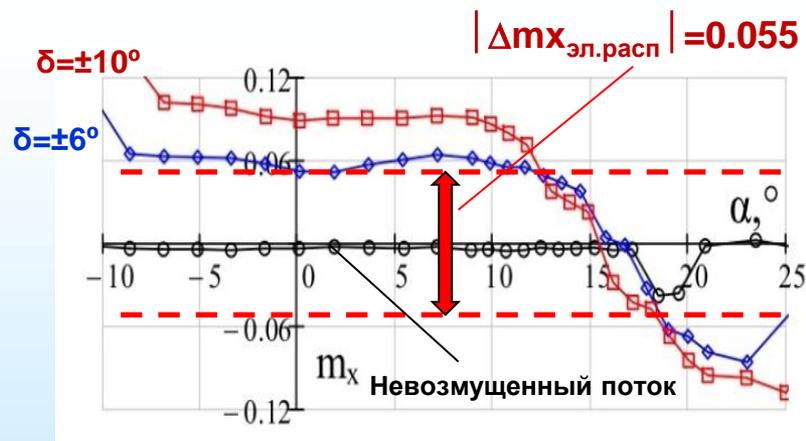
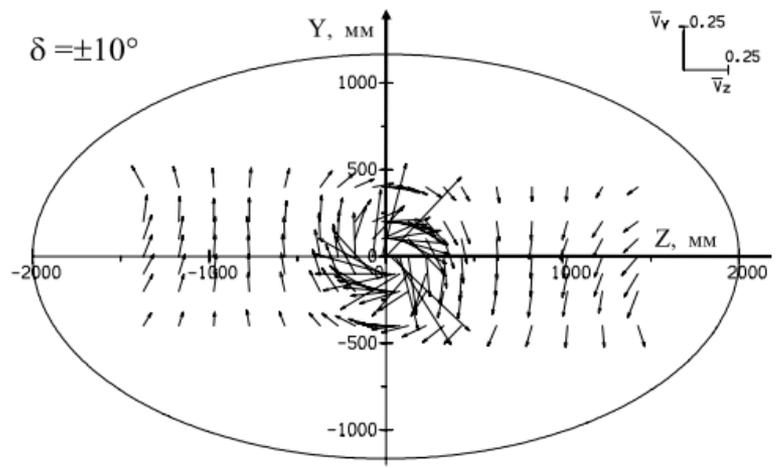
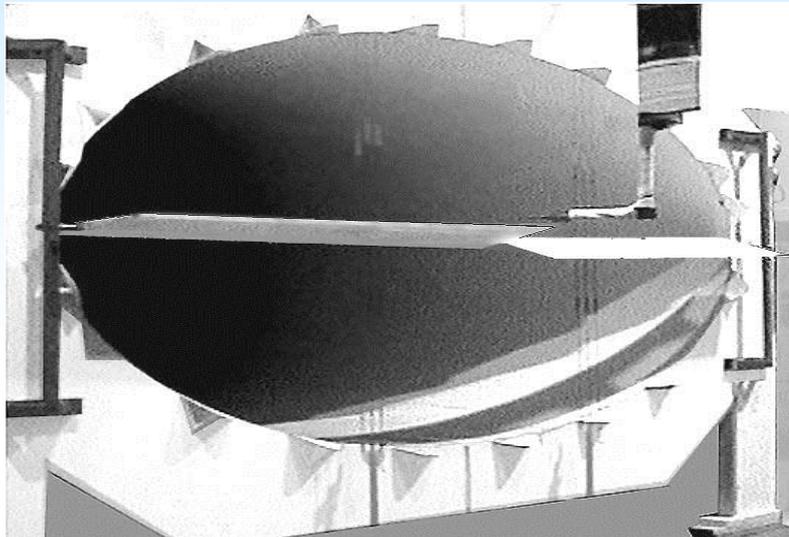
Математическое моделирование обтекания ландшафта

Самолёт, совершающий взлёт и посадку



Моделирование воздействия вихревого следа на самолет в АДТ

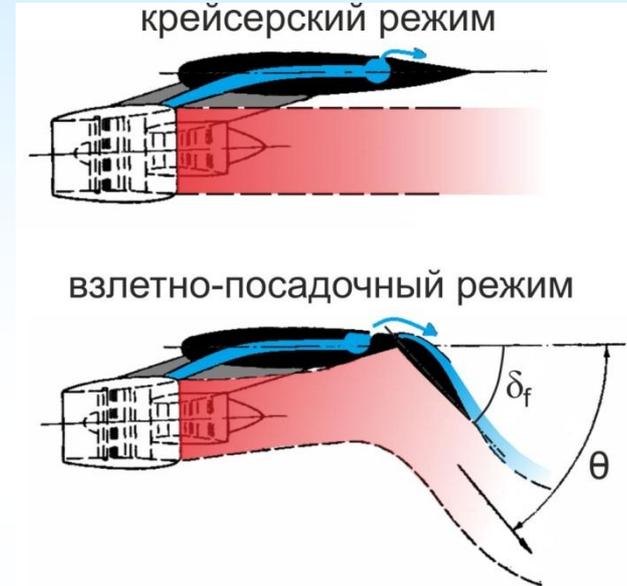
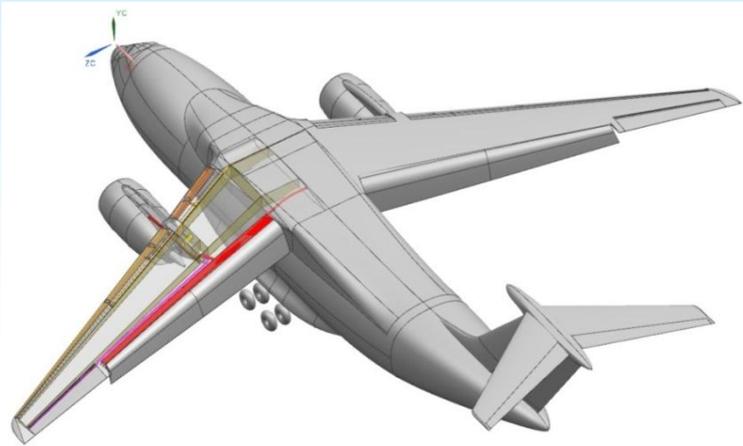
Генератор вихревого следа в АДТ Т-102



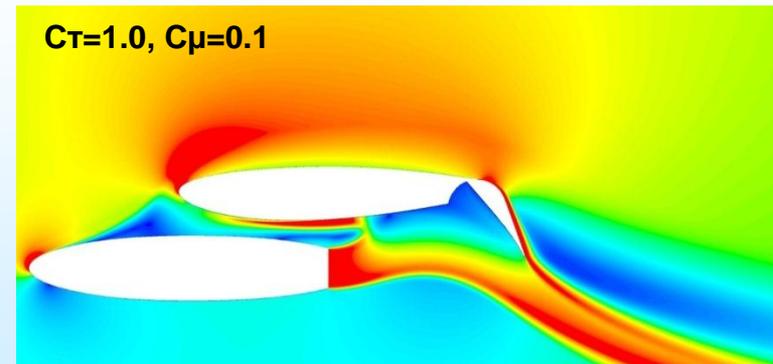
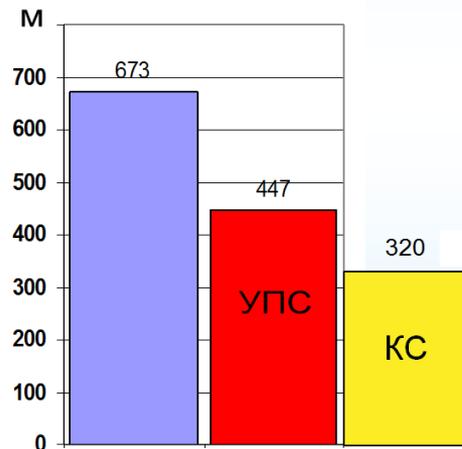
Содержание

- Целевые показатели;
- Увеличение удлинения;
 - Магистральный самолет МС-21;
 - Законцовки для SSJ-100;
- Увеличение числа Маха;
- Снижение сопротивления;
 - Ламинаризация;
 - Демонстратор технологий;
 - Турбулентное трение;
 - Отработка местной аэродинамики;
 - Интеграция планера и СУ (Самолёт с распределённой силовой установкой в проточной части крыла);
 - Адаптация ЛА к режимам полета;
- **Экологичность;**
 - Снижение шума от двигателя;
 - Снижение шума планера;
- **Снижение площади омываемой поверхности;**
 - Самолет схемы летающее крыло;
- **Безопасность;**
- **Доступность;**
- Численные методы;
- **Высокоскоростные самолеты;**
 - Сверхзвуковой самолет;
 - Гиперзвуковой самолет;

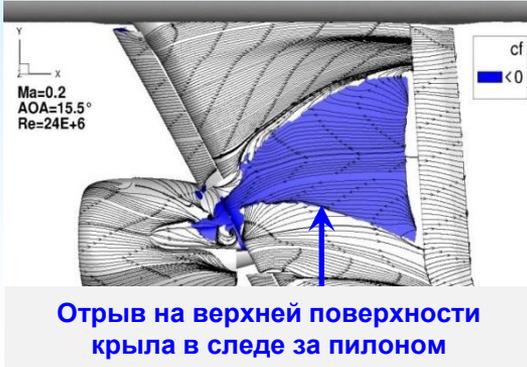
Концепция среднего транспортного самолета короткого взлета и посадки (СТС КВП)



Длина пробега



Управление обтеканием с помощью выдува в области пилона



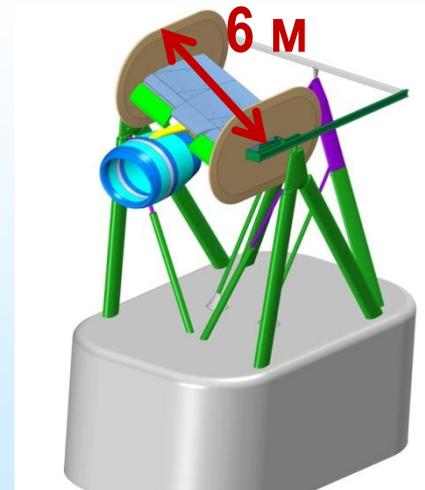
- Основные цели:**
- Увеличить максимальную подъемную силу
 - Уменьшить отрывы
 - Разработать упрощенную механизацию с меньшим весом



Демонстратор технологий в Т-101 с прямым крылом



Проектирование нового демонстратора со стреловидным крылом и гондолой



Содержание

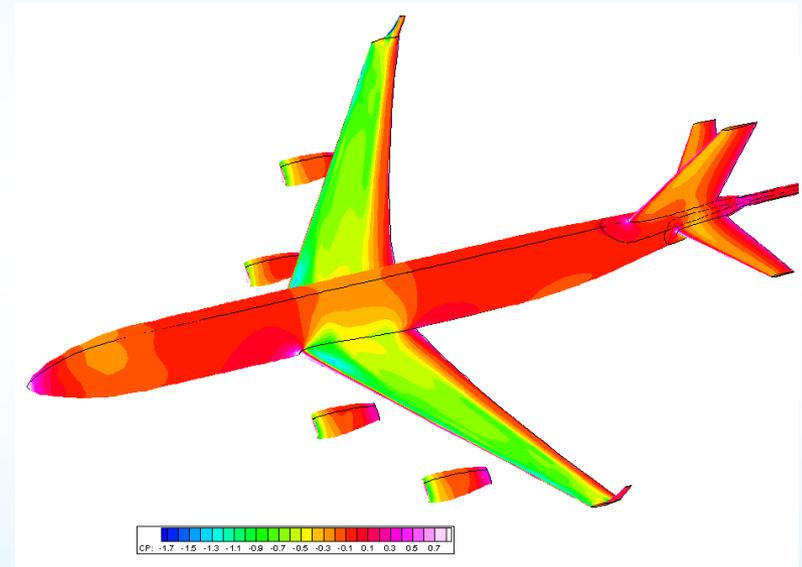
- Целевые показатели;
- Увеличение удлинения;
 - Магистральный самолет МС-21;
 - Законцовки для SSJ-100;
- Увеличение числа Маха;
- Снижение сопротивления;
 - Ламинаризация;
 - Демонстратор технологий;
 - Турбулентное трение;
 - Отработка местной аэродинамики;
 - Интеграция планера и СУ (Самолёт с распределённой силовой установкой в проточной части крыла);
 - Адаптация ЛА к режимам полета;
- Экологичность;
 - Снижение шума от двигателя;
 - Снижение шума планера;
- Снижение площади омываемой поверхности;
 - Самолет схемы летающее крыло;
- Безопасность;
- Доступность;
- Численные методы;
- Высокоскоростные самолеты;
 - Сверхзвуковой самолет;
 - Гиперзвуковой самолет;

Развитие комплекса программ BLWF

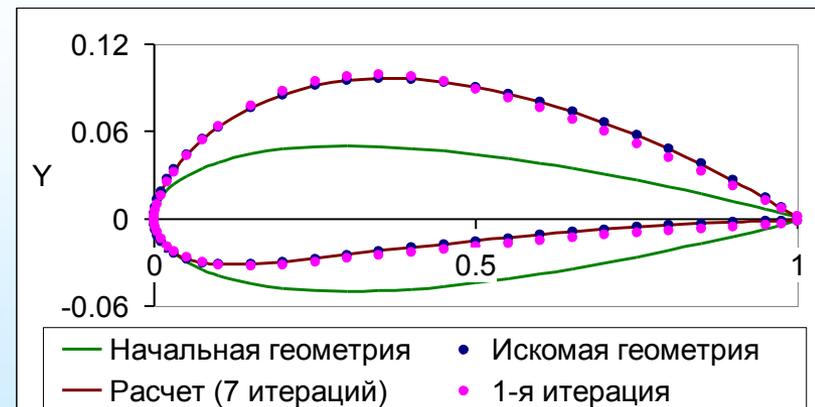
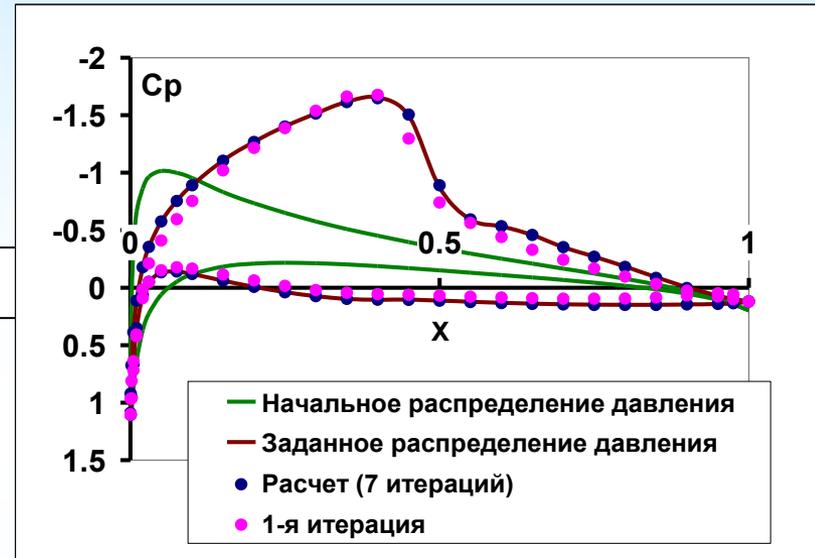
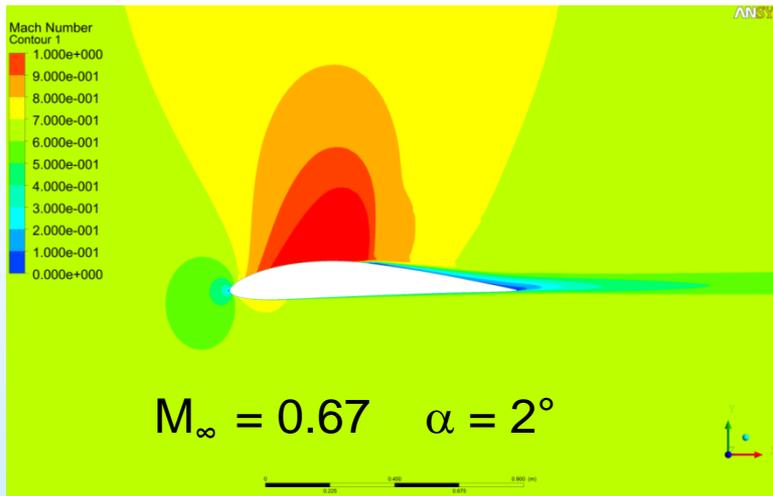
**Предназначен для предварительного аэродинамического проектирования
трансзвуковых транспортных самолетов**

Возможности:

- Конфигурации: крыло/фюзеляж
+ гондолы без пилонов (около крыла или около фюзеляжа)
+ хвостовое оперение (вертикальное и/или горизонтальное, палубная или Т-образная)
+ винглеты на крыле (верхние и/или нижние)
- Расчет эффективности органов управления;
- Расчет обтекания в условиях стационарного маневра;
- Расчет с учетом эластичных деформаций крыла, хвоста и фюзеляжа;
- Оптимизация геометрии крыла на крейсерских режимах полета;

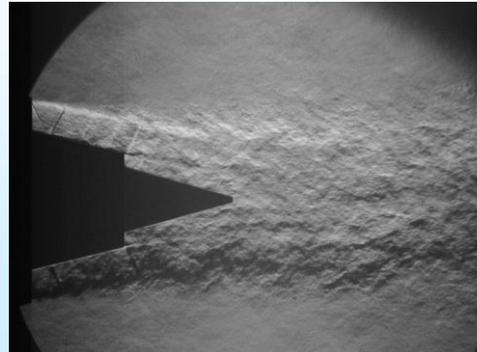


Решение обратной задачи для профиля в рамках уравнений Навье-Стокса (RANS)



Развитие методов компьютерного моделирования

- Развитие конечно-элементного метода Галёркина с разрывными базисными функциями для решения 3-D уравнений Навье-Стокса и Рейнольдса с «небусинесковскими», моделями турбулентности (EARSM);
 - Меньшая чувствительность к качеству расчетной сетки;
 - Высокий порядок точности при использовании узкого шаблона аппроксимации;
 - Возможность использования сеточной и полиномиальной адаптации схемы к решению
- Прогнозируется что конечно-элементные HiO-методы будут эффективны для LES/DES моделирования;
- **Проект 8-ой РП TILDA 2015 – 2018 гг. (Towards Industrial LES/DNS in Aeronautics)**
 - Решение модельной задачи о распространении вихря (Taylor-Green вихрь, $Re=1600$ (DNS), $Re=5000$ (LES));
 - Задача о подавлении шума струи шевронами;
 - 50 000 процессоров и ограниченное время счета (< 1 дня)



Содержание

- Целевые показатели;
- Увеличение удлинения;
 - Магистральный самолет МС-21;
 - Законцовки для SSJ-100;
- Увеличение числа Маха;
- Снижение сопротивления;
 - Ламинаризация;
 - Демонстратор технологий;
 - Турбулентное трение;
 - Отработка местной аэродинамики;
 - Интеграция планера и СУ (Самолёт с распределённой силовой установкой в проточной части крыла);
 - Адаптация ЛА к режимам полета;
- Экологичность;
 - Снижение шума от двигателя;
 - Снижение шума планера;
- Снижение площади омываемой поверхности;
 - Самолет схемы летающее крыло;
- Безопасность;
- Доступность;
- Численные методы;
- **Высокоскоростные самолеты;**
 - Сверхзвуковой самолет;
 - Гиперзвуковой самолет;

Концепция и облик СДС/СПС НИР



**СДС/СПС с $G_0 \approx 120$ т
4 двигателя**

СДС/СПС с трансформируемым салоном с $G_0 \approx 120$ т на 20 пассажиров в салоне 1-го класса с VIP зоной или 84 пассажира в салоне смешанного класса - 8 пассажиров 1-го класса и 74 пассажира экономического класса.

Унификация двигателей с размером тяги $P_{00} \approx 15$ т каждый и других систем



**СДС с $G_0 \approx 55$ т
на 8-10 пассажиров
бизнес класса
2 двигателя**

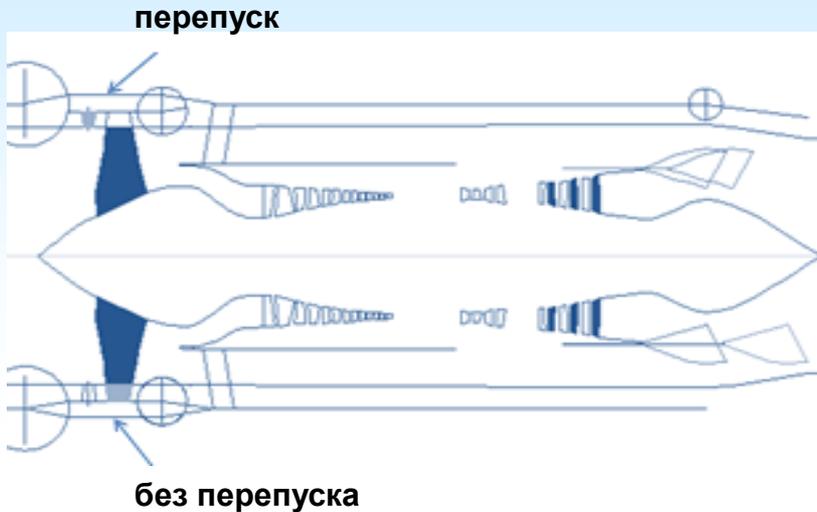
СДС - дальность полёта до 9300 км (5000 nm) с $M_{крейс} = 1.8$

СПС - дальность полёта до 8000 км (4500 nm) с $M_{крейс} = 1.8$

Базирование на аэродромах с $L_{впп} \leq 2500$ м, выполнение перспективных норм по шуму Гл.14

Возможность осуществления крейсерского сверхзвукового полёта над населённой сушей в дневное время суток (уровень громкости звукового удара не более 72 dBA)

ДИЦ с 3-м контуром

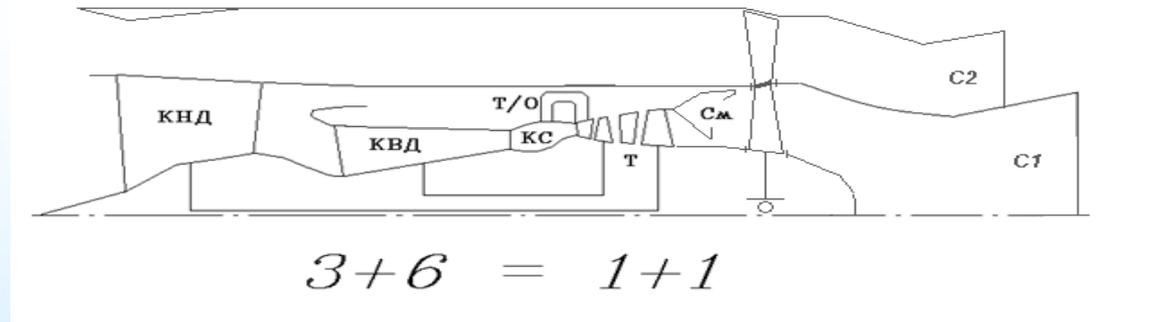


Схемы ДИЦ 1 и 2 с двухъярусным КНД
ЦИАМ и ОАО «Авиадвигатель»

Варианты:

- с перепуском в 3-м контуре;
- без перепуска в 3-м контуре

ДИЦ 1 и 2 с физическим расходом
воздуха через III-й контур около 25%
от основного

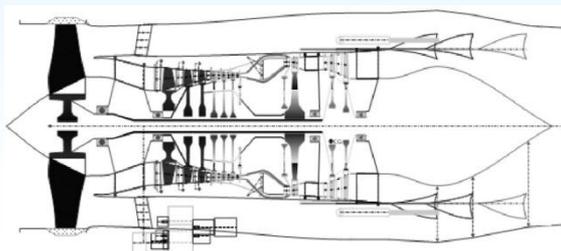


Адаптивный трёхконтурный ВРД схемы «ОКБ им. А. Люльки» (АТВРД)
ДИЦ 3 с физическим расходом воздуха через III-й контур около 85% от основного

Формирование состава силовой установки СДС/СПС

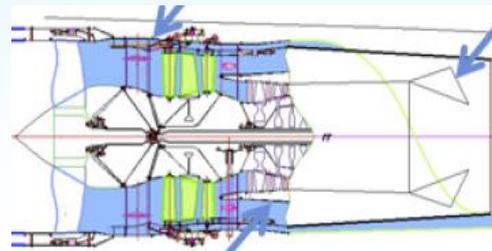
Схемы двигателей силовой установки

Двигатели ближайшей перспективы
«умеренные» варианты ДИЦ

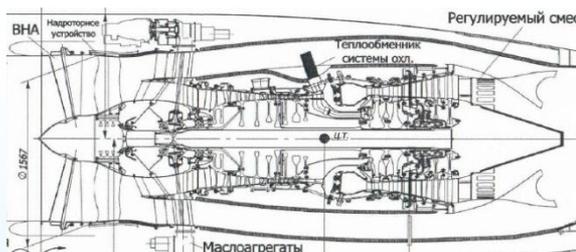


**ТРДД РС
ЦИАМ**

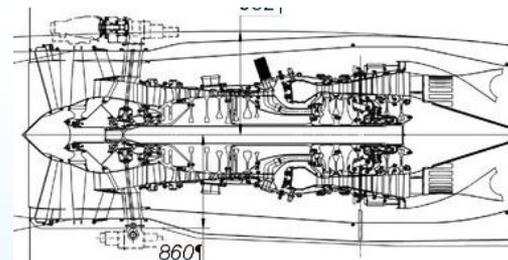
Перспективные,
трёх контурные ДИЦ



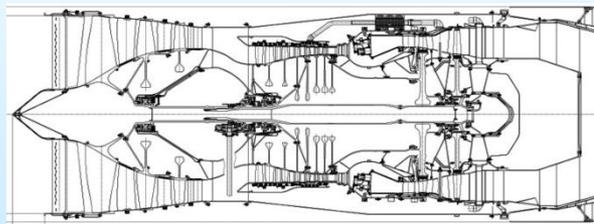
**2KB3K
ЦИАМ**



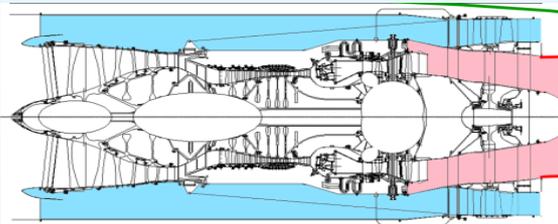
**ТРДД ПД-14С
«Авиадвигатель»**



**ТРДД ПД-14СИ
«Авиадвигатель»**



**ТРДД КУ
«Люлька»**



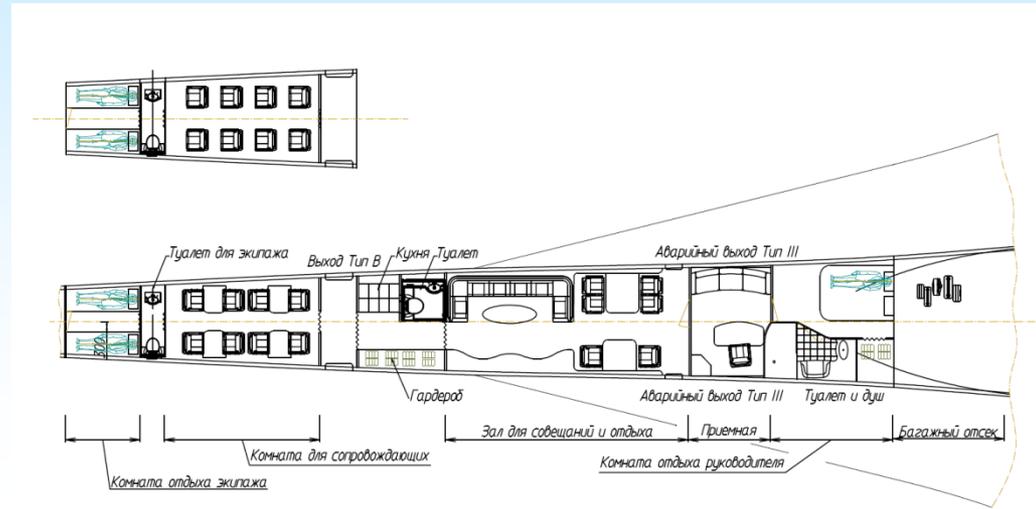
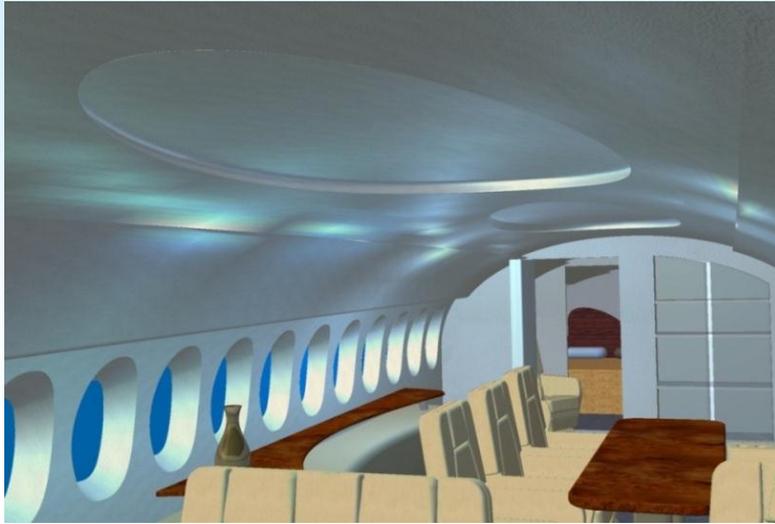
**АТВРД
«Люлька»**

СДС/СПС с салоном смешанного класса на 82 пассажиров



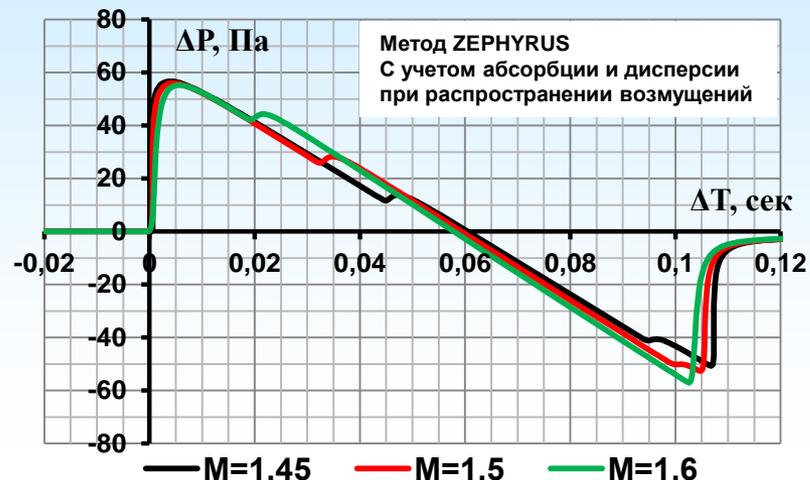
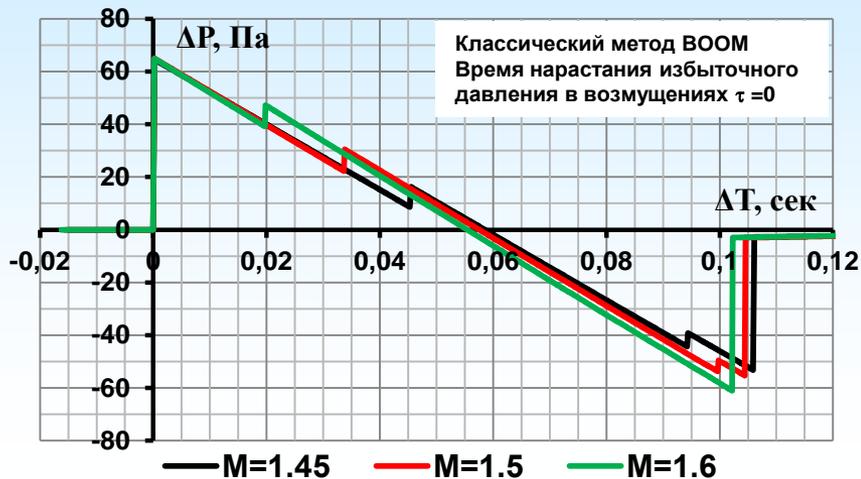
Коммерческая нагрузка, кг	8200
Число пассажиров	82
$M_{\text{крейс}}$	1.8
Эквивалентный диаметр фюзеляжа, м	3.4
Длина фюзеляжа, м	65.0
Практическая дальность, км	7400
Взлетная масса, т	119.46
Потреб. ВПП для взлета, км	1.901
Потреб. ВПП для посадки, км	1.604
Скорость захода на пос., км/ч	258.70

СДС/СПС с салоном VIP-класса на 20 пассажиров



Коммерческая нагрузка, кг	2000
Число пассажиров	20
$M_{\text{крейс}}$	1.8
Эквив. диаметр фюзеляжа, м	3.4
Длина фюзеляжа, м	65.0
Практическая дальность, км	8600
Взлетная масса, т	119.46
Потреб. ВПП для взлета, км	1.901
Потреб. ВПП для посадки, км	1.604
Скорость захода на пос., км/ч	258.71

Численное и экспериментальное определение характеристик звукового удара



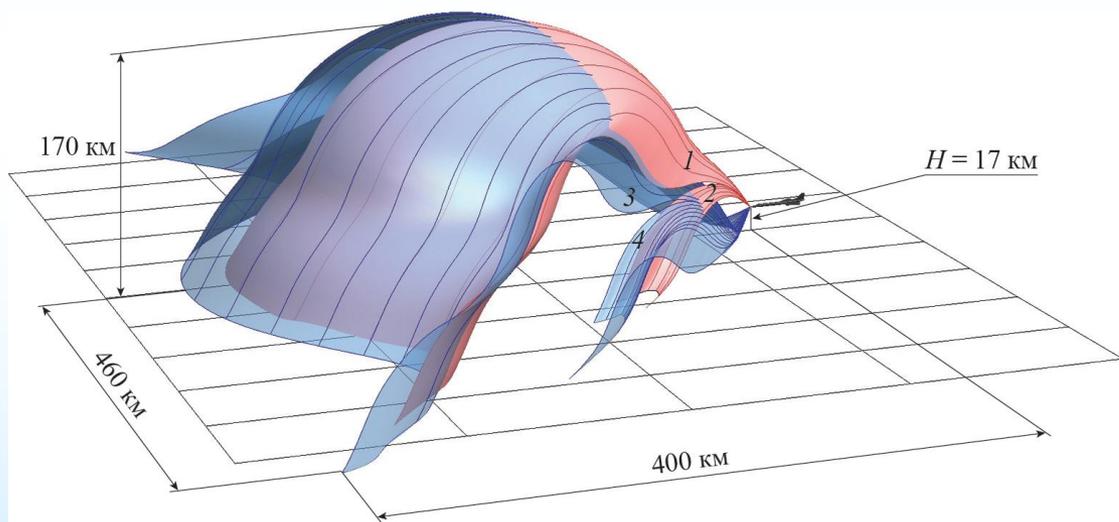
№	M	H, м	ΔP _{max} «+», Па		
			Эксперимент	BOOM	Zephyrus
1	1.6	11000	57	66	55
2	1.4	11000	56	64	56
3	1.5	11000	59	65	56

Сходимость результатов лётного и численного эксперимента, в части определения максимальных величин перепада избыточного давления в головной ударной волне ΔP_{max} «+», можно признать удовлетворительной

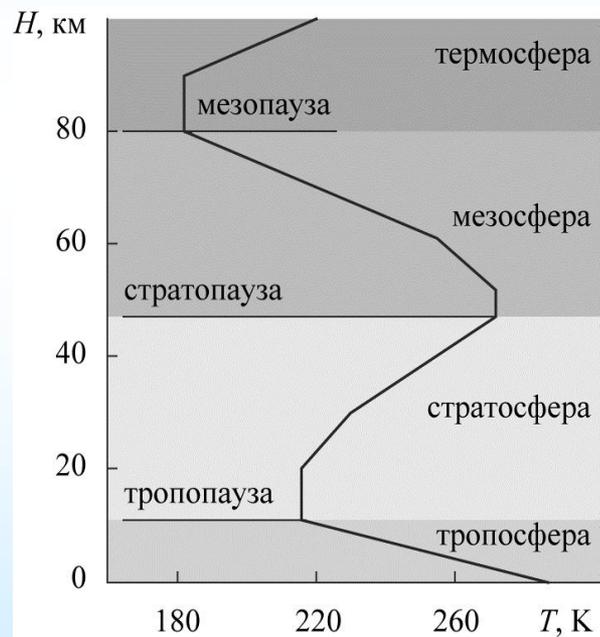
Аналитические и численные исследования распространения возмущений вторичного звукового удара (ВЗУ)

- Выполнено исследование особенностей распространения волны ВЗУ с учетом влияния вязкости и теплопроводности среды, а также ее релаксационных свойств
- Определены зоны слышимости звукового удара для реальной атмосферы с ветром

Классификация лучей вторичного звукового удара:
 1, 2 – лучи с начальным направлением вверх; 3, 4 – вниз



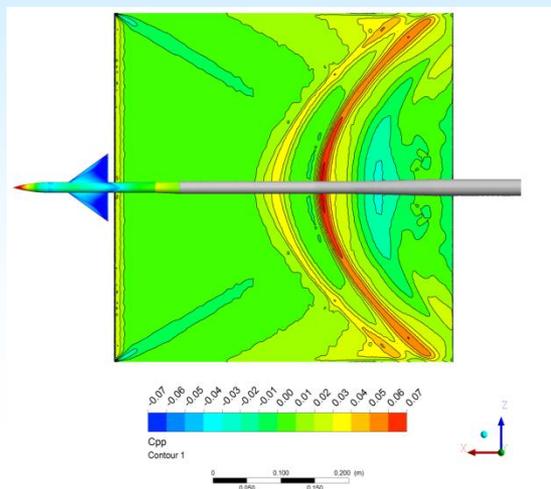
Характерные слои стандартной атмосферы



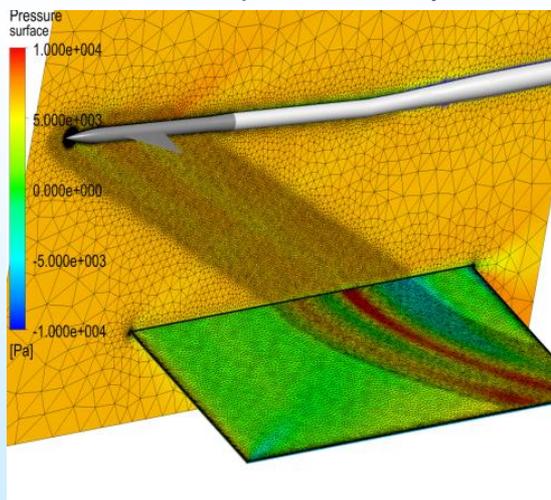
Полученные результаты распространения возмущений ВЗУ от самолета, совершающего нестационарный полёт вдоль наклонных траекторий с учетом вязкости, теплопроводности в однородных и неоднородных средах и релаксационных эффектов не имеют мировых аналогов.

Экспериментально-расчетное исследование звукового удара в АДТ Т-113

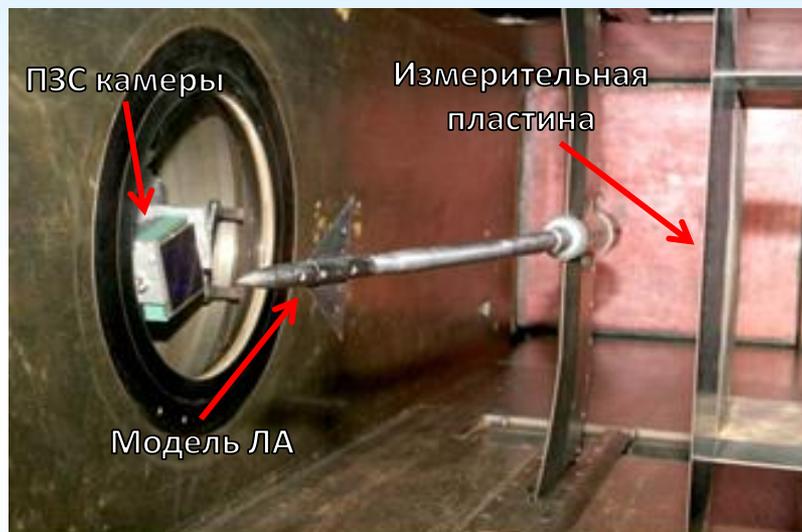
(Работа проводится в рамках программы «ЦАГИ-РАН»)



Расчет (ANSYS CFX)



Экспериментальный стенд для измерения ближнего поля модели, генерирующей ЗУ, с помощью люминесцентных преобразователей давления



Сравнение расчета и результата измерений ЛПД-методом, $M=2.0$

