

Исследования аэродинамической компоновки малошумного регионального самолёта с ламинарным крылом малой стреловидности

А.Л.Болсуновский, Н.Н. Брагин, Н.П.Бузоверя, Н.А.Пущин,
И.Л.Чернышёв

ЦАГИ им. проф. Н.Е.Жуковского, Жуковский

VII всероссийская конференция «Вычислительный эксперимент в аэроакустике»,

17-22 сентября 2018 г., г.Светлогорск Калининградской области

Проблемы внедрения ламинарной технологии

- 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 ЛЛ
- Сертификация, эксплуатация, ремонт, резервы топлива, стоимость полного жизненного цикла и т.д.

NASA ERA Subsonic Transport Concepts: Key Results

Single-Aisle



Single-Aisle



Small Twin-Aisle



Small Twin-Aisle



Designation	T+W160-GTF	OWN160-GTF	T+W216-GTF	HWB216-GTF
Block Fuel Burn	-42.8%	-45.3%	-44.5%	-45.3%
Noise	-31 dB	-41.1 dB	-25 dB	-51.9 dB
Emissions	-85%	-85%	-81%	-81%

Block Fuel Burn: Percent of block fuel burn relative to 2005 best in class. **Noise:** Cumulative EPNL below Stage 4.

Emissions: Landing and takeoff NOx (percent below CAEP 6).

Large Twin-Aisle



Large Twin-Aisle



Large Twin-Aisle



Very Large Twin-Aisle



Very Large Twin-Aisle



T+W301-GTF	MFN301	HWB301-GTF	T+W400-GTF	HWB400-GTF
-40.6%	-47.1%	-47.0%	-46.2%	-49.4%
-22 dB	-34 dB	-40.3 dB	-22 dB	-40.3 dB
-82%	-81%	-79%	-81%	-79%

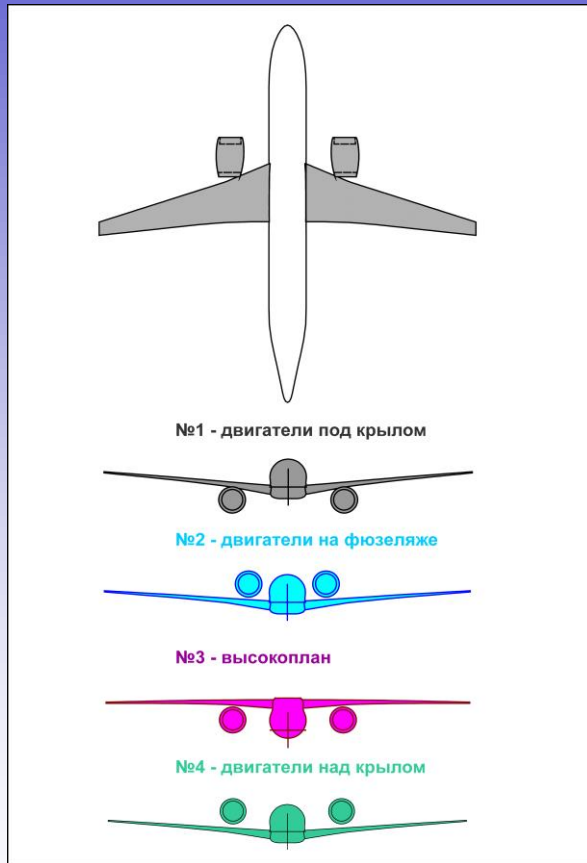
GTF = geared turbofan. **T+W** = tube and wing. **OWN** = over-wing nacelle. **HWB** = hybrid-wing-body. **MFN** = midfuselage nacelle.

Regional jets and direct drive concepts omitted for clarity.

Source: NASA and AW&ST

Перспективный региональный самолет с крылом малой стреловидности ($M_{\text{крэйс}}=0.78$ $\chi_{1/4}=15^\circ$)

Возможные компоновки

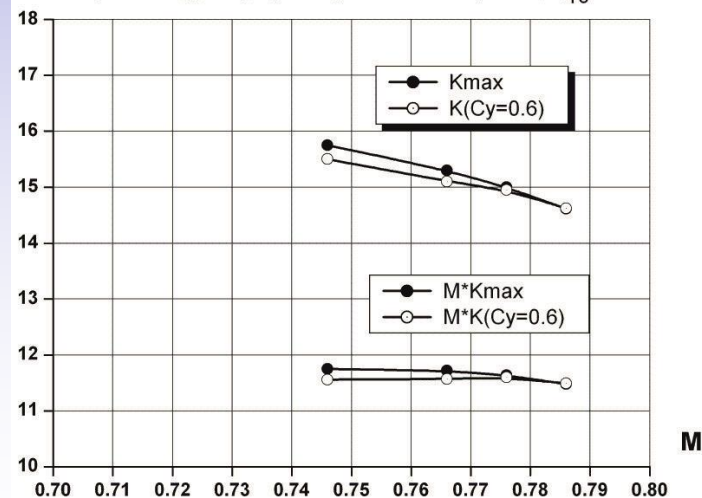


Крыло 1 (2013-2014)



Эксперимент АДТ Т-128

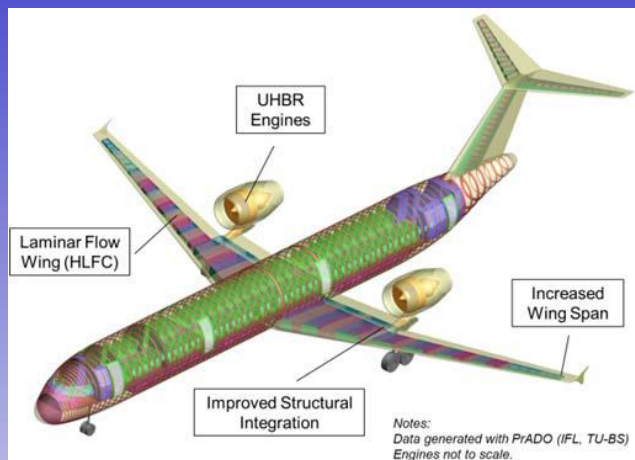
крыло 1 ($\chi=15^\circ$), фиксированный переход, $\phi_{ro}=0$



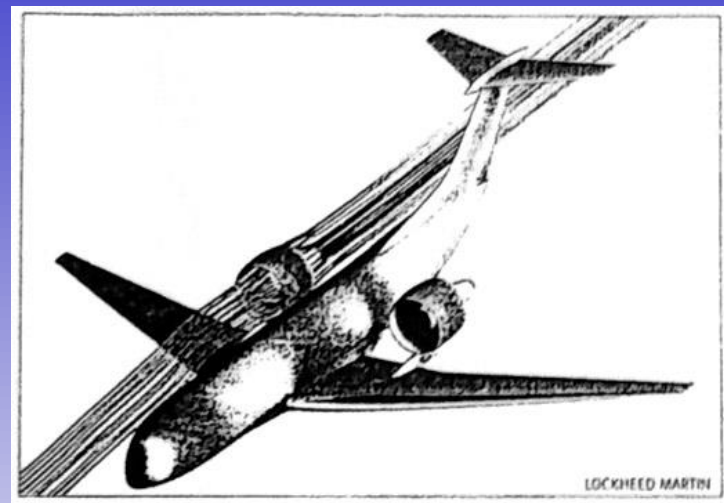
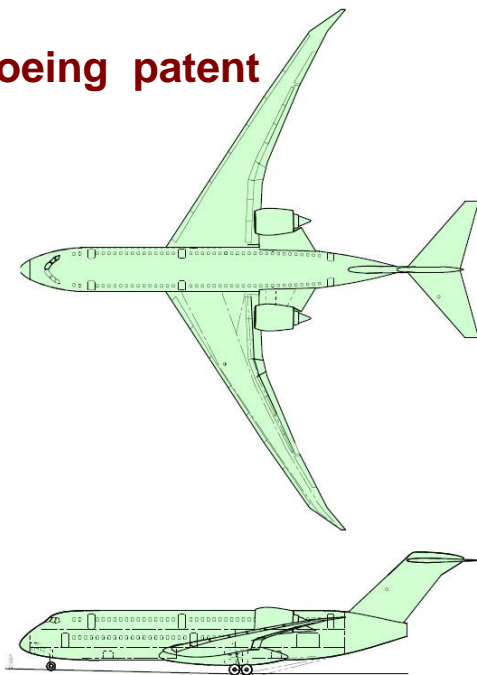
Существующие самолёты с верхним расположением двигателей VFW-614 , БЕ-200, HondaJet



Проекты самолётов с верхним расположением двигателей



Boeing patent



**Lockheed Martin
Hybrid Wing-Body Airlifter Concept**



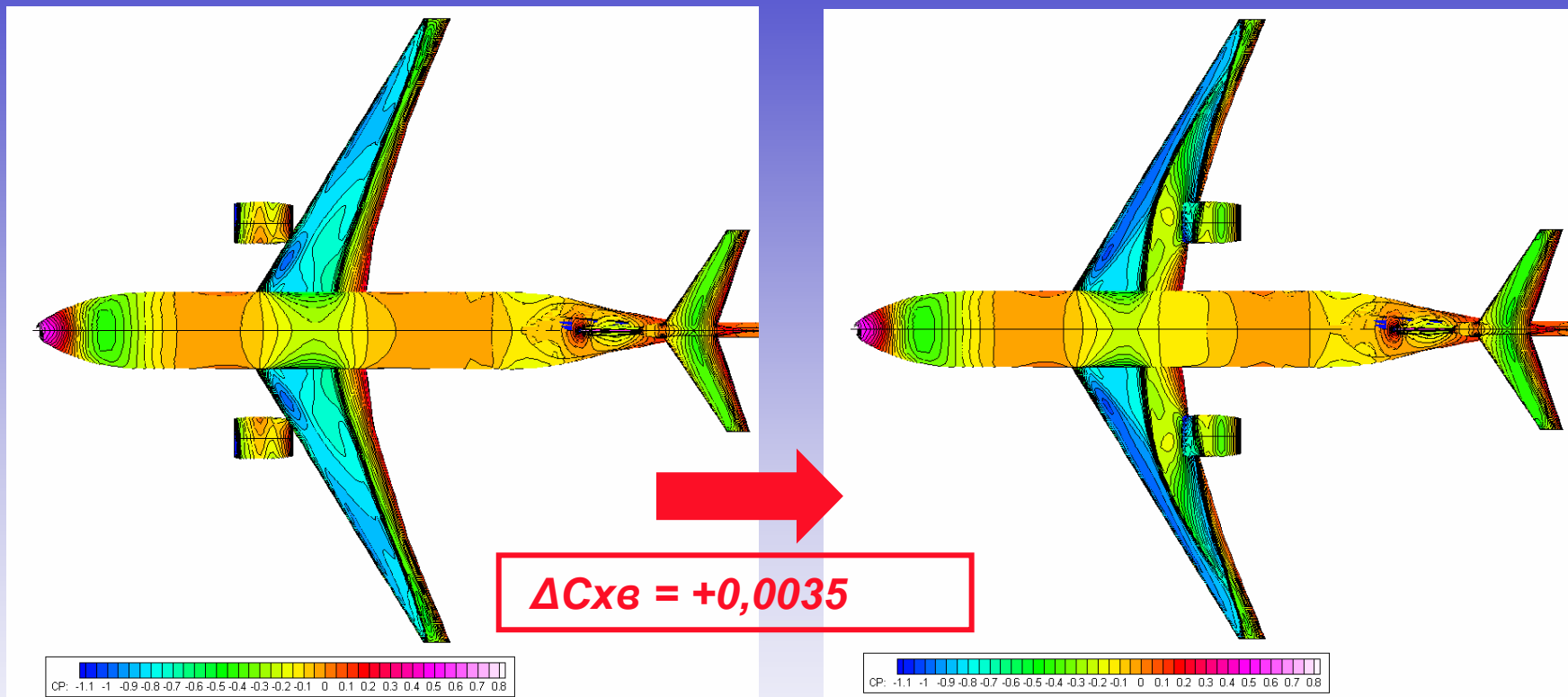
Преимущества БМС с двигателем надкрылом

:

- снижение сопротивления на 4-5% за счет ЕЛО крыла;
- уменьшение веса крыла за счет малой стреловидности;
- снижение риска попадания посторонних предметов в двигатель;
- отсутствие ограничений на диаметр и степень двухконтурности двигателей с соответствующими дивидендами в топливной эффективности и шуме;
- экранирование крылом шума от вентилятора;
- отсутствие усиления шума при отклонении закрылков;
- отсутствие разрывов механизации передней кромки;
- снижение длины стоек шасси с соответствующим выигрышем в весе;
- снижение шума от шасси за счет укорочения основных стоек.



Сравнение величины сопротивления для классической компоновки и компоновки с двигателями над крылом



$C_{xинд} = 0.0092$
 $C_{xволн} = 0.0006$
 $C_{xпроф} = 0.0065$

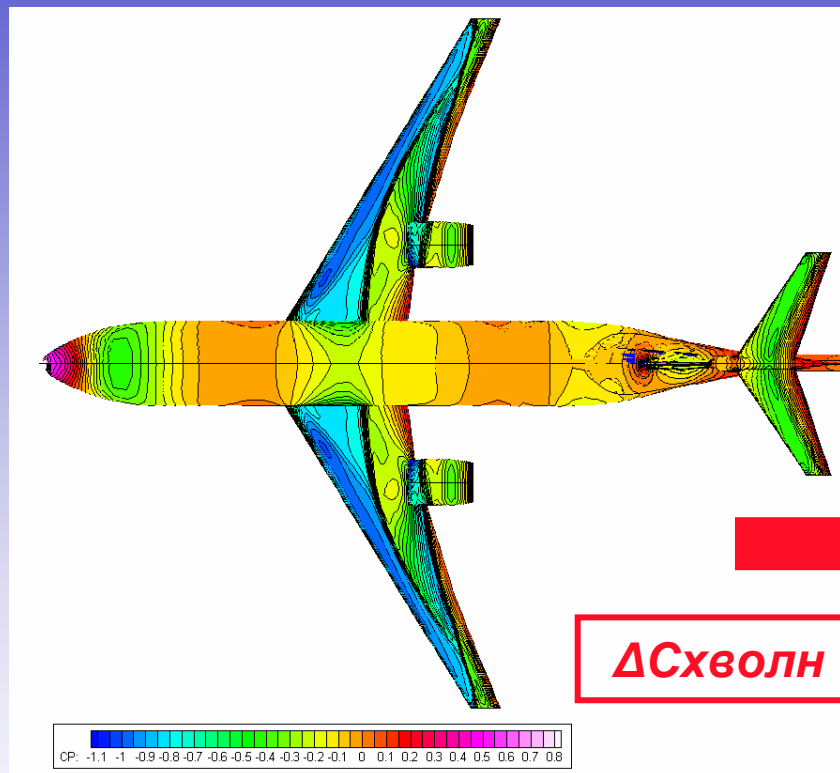
$C_{xинд} = 0.0088$
 $C_{xволн} = 0.0041$
 $C_{xпроф} = 0.0065$

Расчеты выполнены с помощью программы основанной на методе вязко-невязкого взаимодействия BLWF, разработанной В.Е Ковалевым и О.В. Карасем. Все расчеты проводились в условиях полностью турбулентного пограничного слоя на поверхности крыла. На поверхностях фюзеляжа и гондол двигателей пограничный слой отсутствовал. Гондолы моделировались телами с протоком.

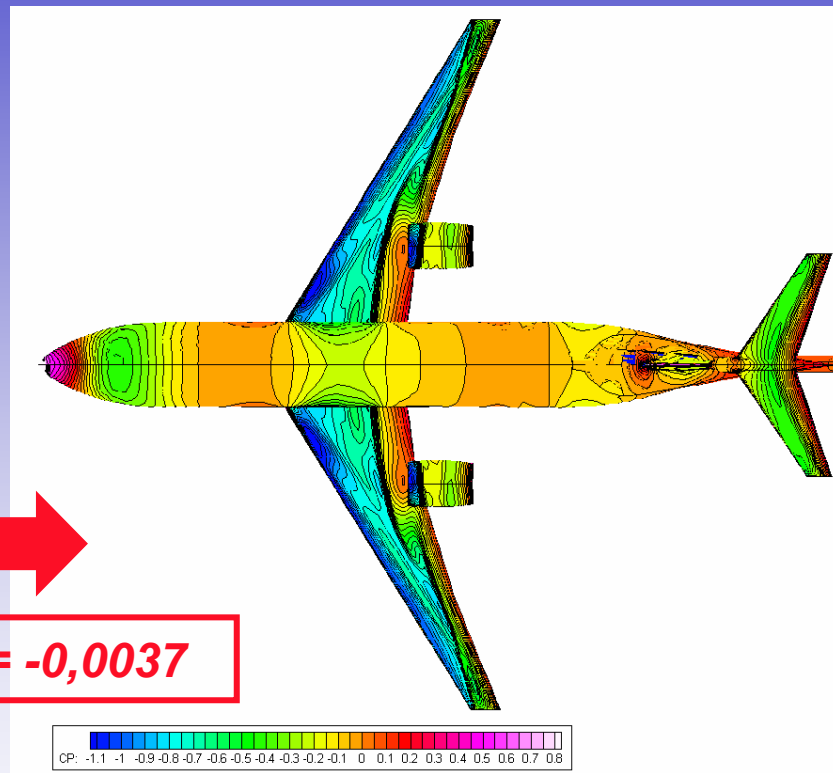
Сравнение обтекания исследованных компоновок

Предварительный вариант

Оптимизированный вариант



$C_{x\text{инд}} = 0.0088$
 $C_{x\text{волн}} = 0.0041$
 $C_{x\text{проф}} = 0.0065$



$C_{x\text{инд}} = 0.0097$
 $C_{x\text{волн}} = 0.0004$
 $C_{x\text{проф}} = 0.0063$

$\Delta C_{x\text{волн}} = -0.0037$

Компоновка с двигателями над задней кромкой крыла

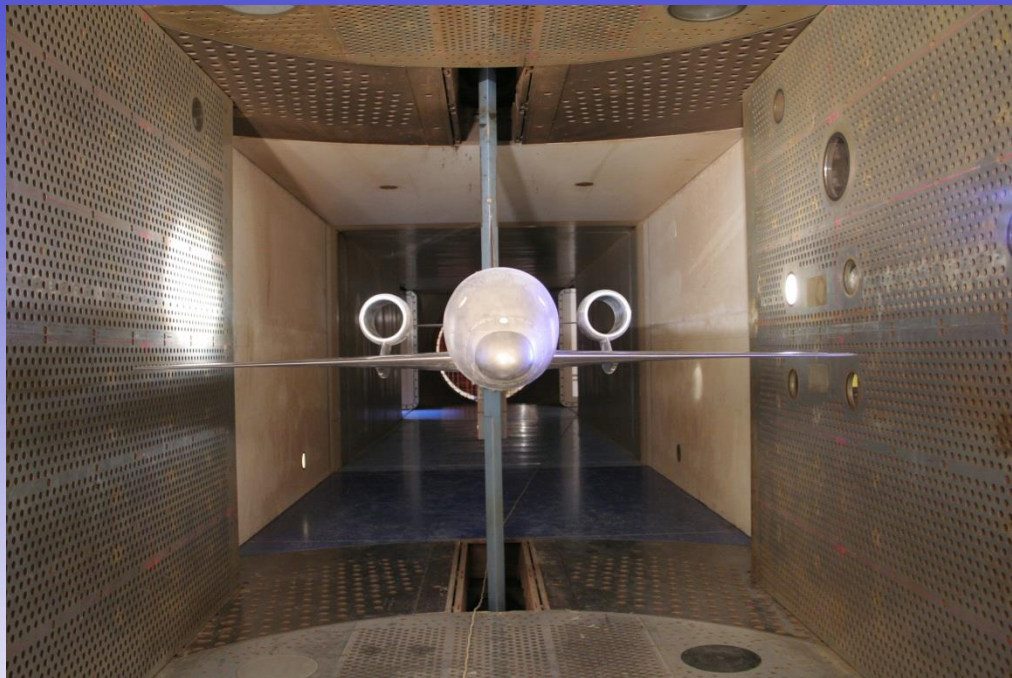


Схема “низкоплан” с двигателями над крылом

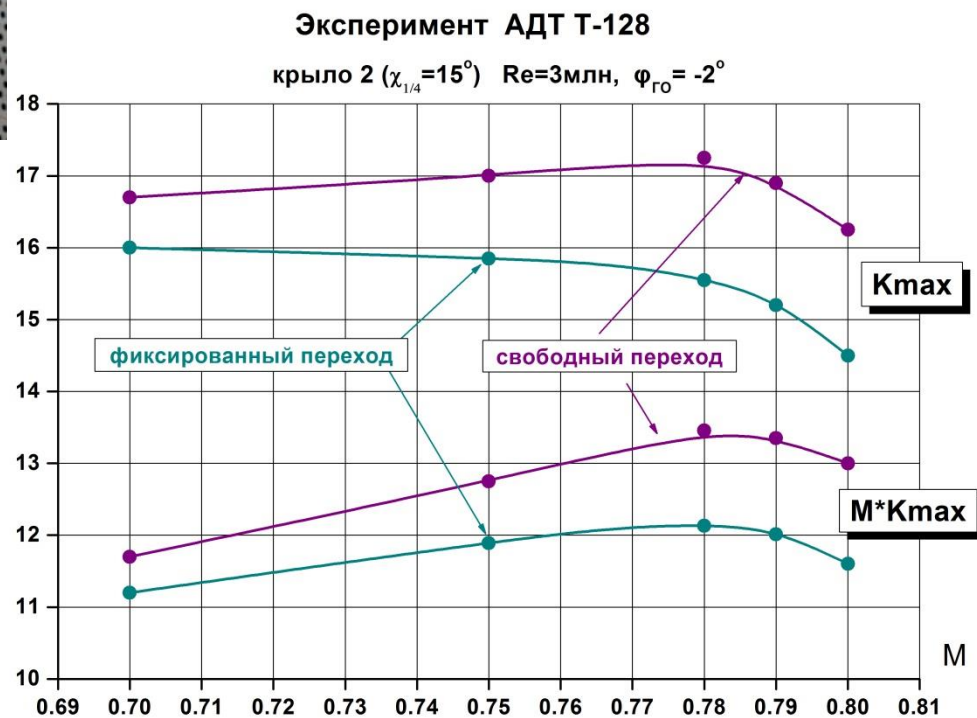
Преимущества:

- “Чистое” крыло и механизация
- ЕЛО внешних консолей
- Короткие стойки шасси (вес и шум), небольшие встроенные трапы, улучшенная проходимость
- Уменьшение веса крыла за счет малой стреловидности
- Экранирование шума на местности крылом и фюзеляжем
- Простота создания семейства

Недостатки:

- Увеличенная интерференция двигателей с крылом
- Затрудненное обслуживание двигателей
- Возможны проблемы на больших углах атаки
- Малоисследованная конструкция, проблемы флаттера
- Увеличенный риск разгерметизации при разлете лопаток
- Т-образное оперение
- Пикирующий момент на взлете от двигателей

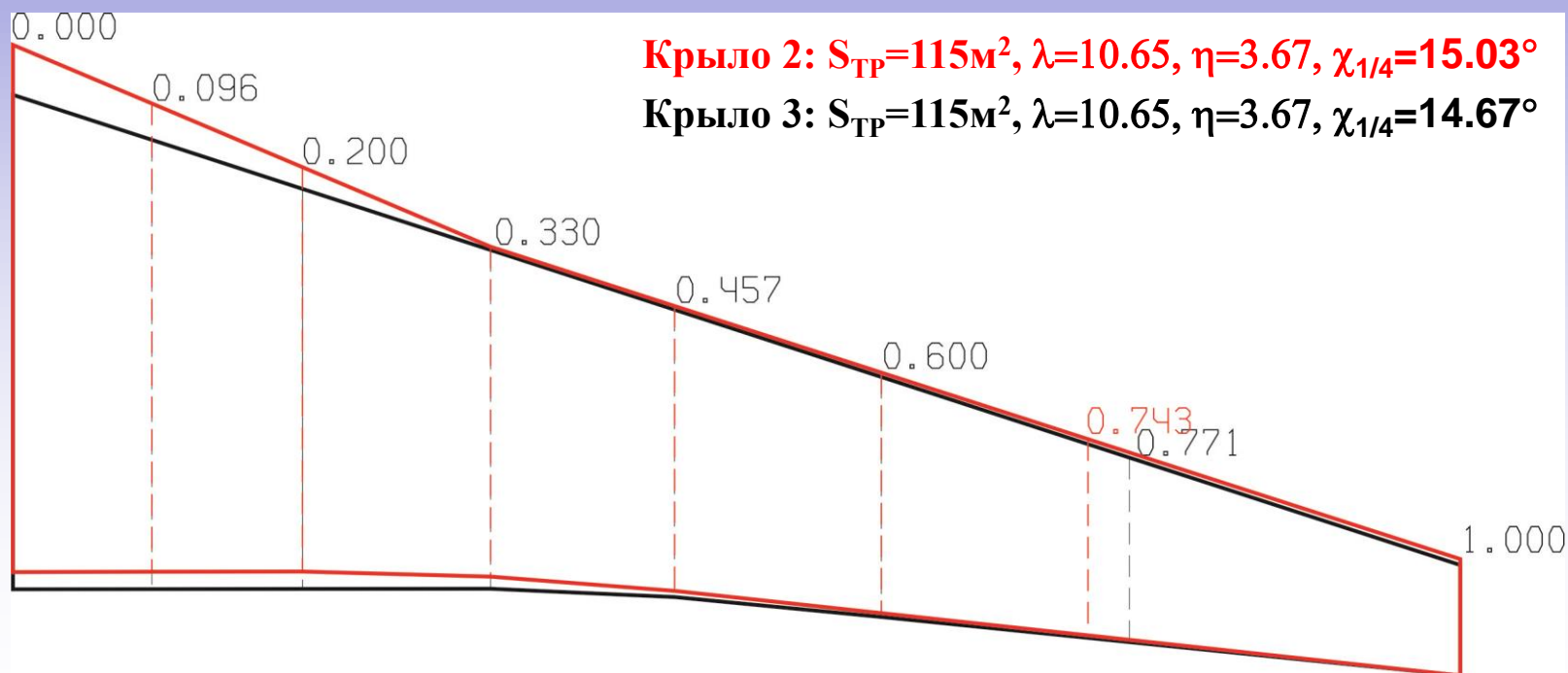
Крыло 2 (2015)



ПРОЕКТИРОВАНИЕ КРЫЛА №3 vs КРЫЛА №2

ЦЕЛИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ:

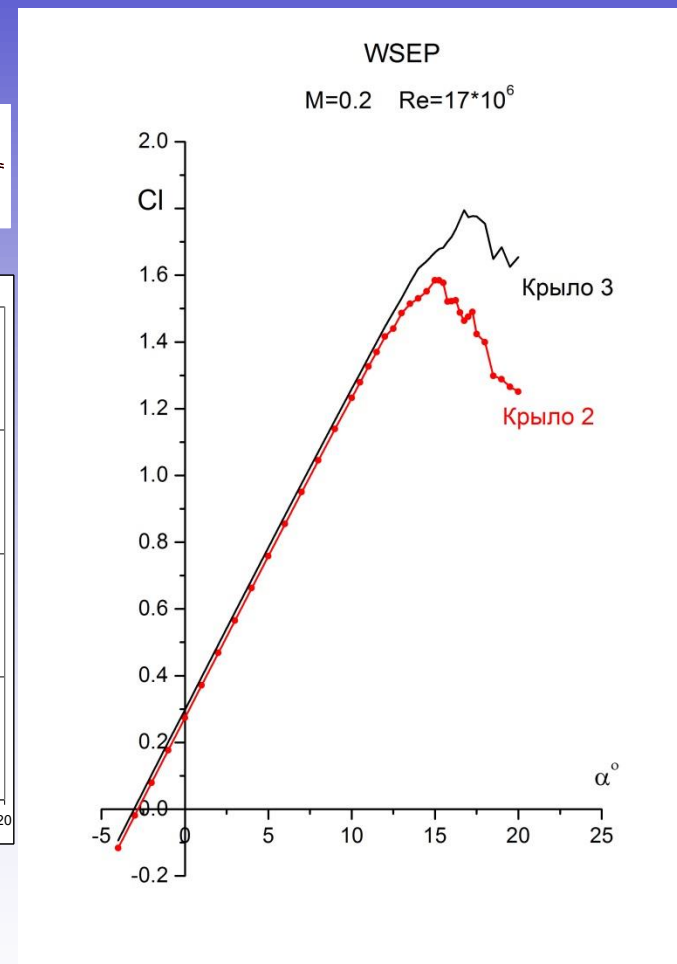
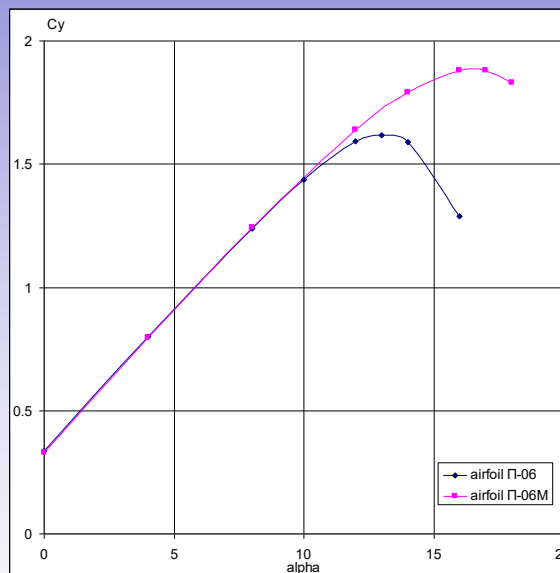
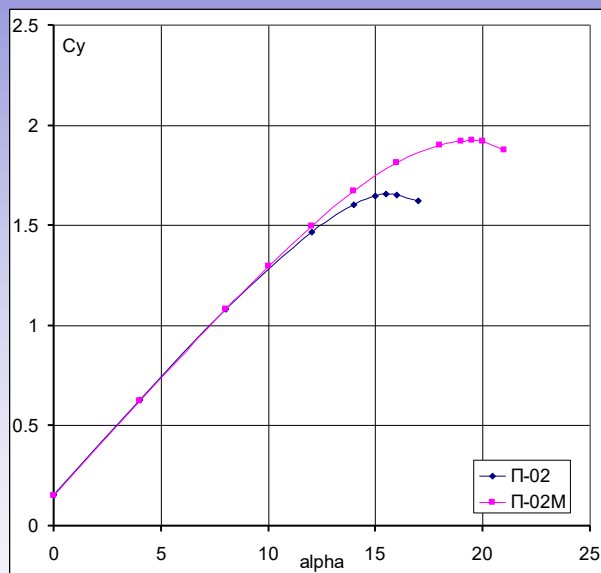
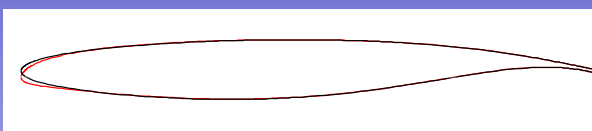
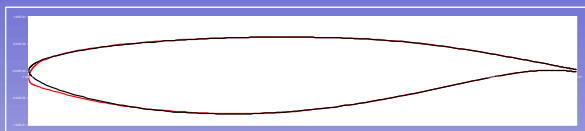
- Улучшить аэродинамическое качество при свободном переходе
- Не сильно ухудшить аэродинамическое качество при турбулентном обтекании
- Улучшить несущие характеристики



Проектирование высококонесущих профилей

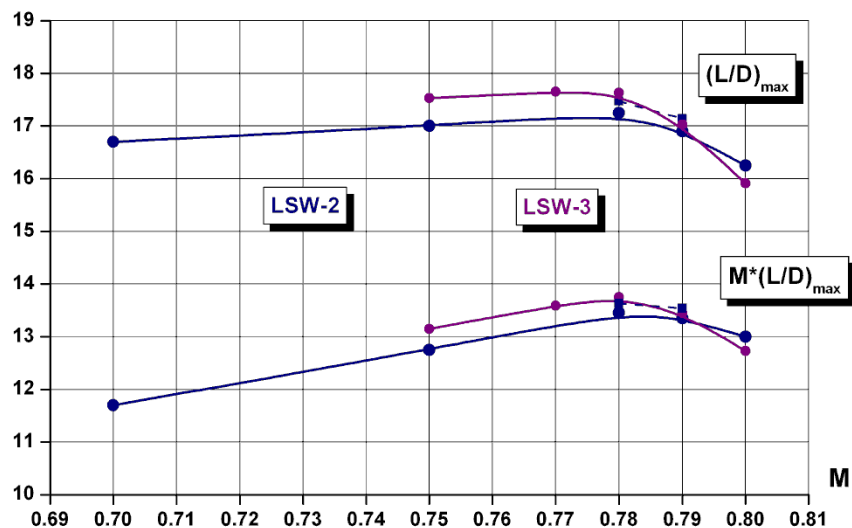
$Z=0.2$

$Z=0.6$

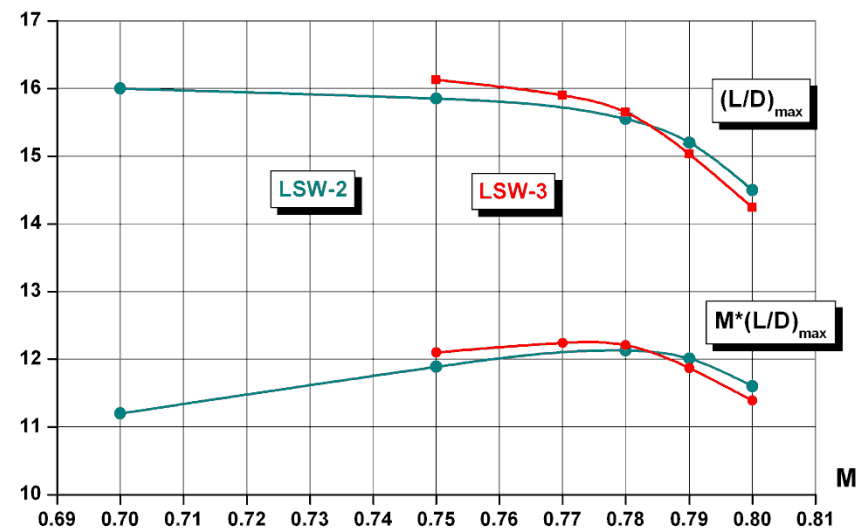


Сравнение крыльев 2 и 3, эксперимент Т-128

Experiment
WT T-128 Re=3mln Free transition

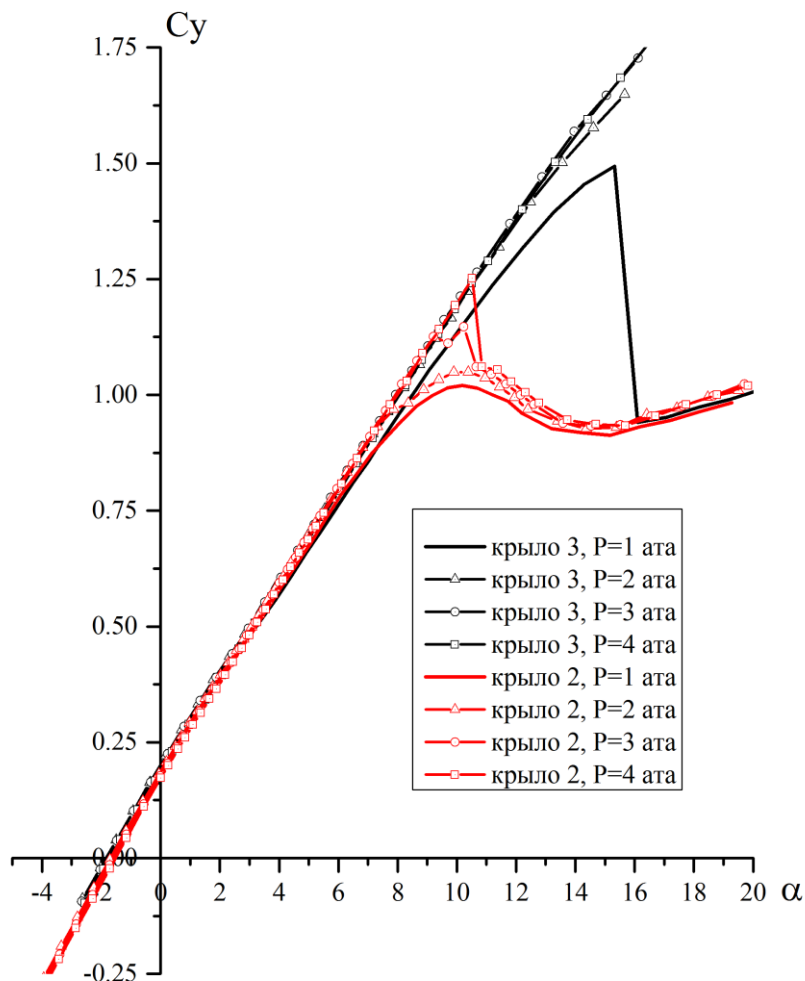


Experiment
WT T-128 Re=3mln Fixed transition

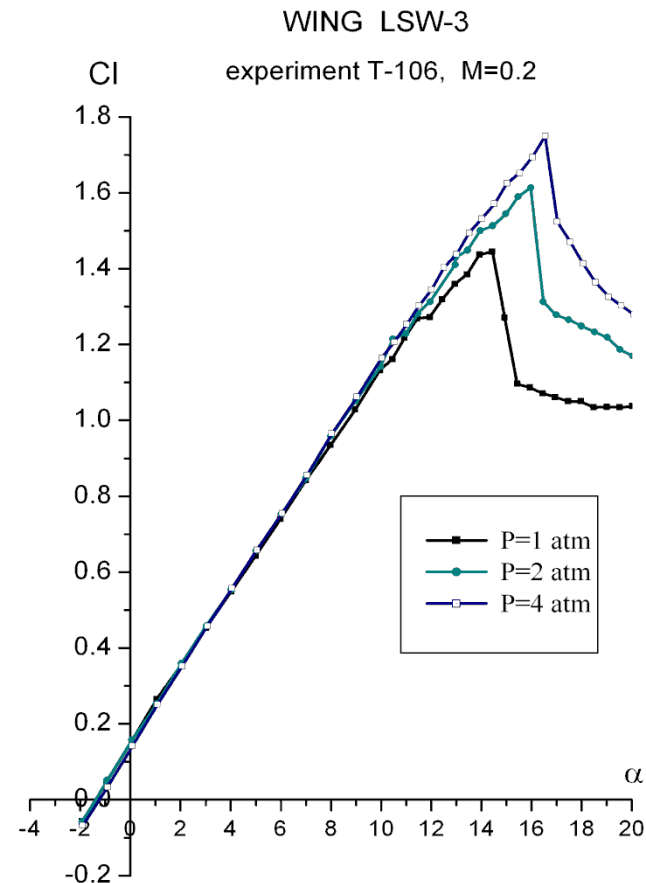


Сравнение крыльев 2 и 3, $M=0.2$

эксперимент T-128



эксперимент T-106



Выводы:

- Усовершенствованные сверхкритические крылья позволяют достичь $M_{крейс}=0.78$ при стреловидности $\chi \sim 15^\circ$ при установке мотогондол двигателя на верхнюю поверхность крыла, что позволит снизить шум на местности при сохранение аэродинамического совершенства
- Спроектировано сверхкритическое крыло с протяжёнными ламинарными участками на верхней поверхности консольной части крыла
- Проведены экспериментальные исследования модели регионального самолёта с крылом малой стреловидности в АДТ Т-128. Испытания подтвердили преимущества нового крыла 3 в аэродинамическом качестве и несущих характеристиках, $\Delta K_{max} \approx 0.5$ (св.пер.), $\Delta C_{y_{max}} \approx 0.5$

**СПАСИБО
ЗА
ВНИМАНИЕ!**