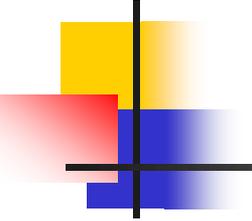




OPTIMENGA_AERO

***Программный продукт для
аэродинамического проектирования
и анализа летательных аппаратов***



Что это такое ?

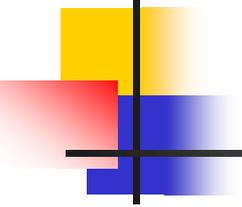
OPTIMENGA_AERO - новый надежный и эффективный программный продукт для оптимального аэродинамического проектирования летательных аппаратов, когда необходимость учета большого числа зачастую противоречивых требований, делает традиционный подход очень сложным и дорогостоящим



Традиционный процесс проектирования

- ***Выполняется «вручную» на основе метода «проб и ошибок»***
- ***В основном базируется на опыте конструктора и его интуиции***
- ***Требует большого количества циклов проектирования***
- ***Очень долговременный и затратный***

Запрос от промышленности



- ***Переключиться с «ручного» подхода на средство автоматического проектирования***
- ***Уменьшить затраты на проектирование***
- ***Сократить время цикла дизайна***
- ***Улучшить качество проектирования***

Оптимизация по полному аэродинамическому сопротивлению

**Основные задачи предварительного
аэродинамического дизайна:**

- **Создать конфигурацию обладающую минимальным сопротивлением при крейсерских условиях полета и отвечающую всем геометрическим и аэродинамическим ограничениям**
- **Увеличить полезную загрузку**
- **Достичь хороших аэродинамических параметров в широком диапазоне условий полета**

Почему это так трудно для в реальной жизни?

- ❖ Точный расчет сопротивления самолета до сих пор является трудной задачей***
- ❖ Проблема глобального геометрического описания аэродинамических поверхностей до сих пор не решена в общем виде***
- ❖ Размерность пространства поиска очень велика***
- ❖ Требуется эффективный учет многочисленных ограничений на оптимальное решение***
- ❖ Огромнейший объем вычислений***

Почему это так важно для авиационной промышленности?

Дальность полета = $\frac{ML}{D} \frac{a}{SFC} \ln\left(\frac{W_0 + W_f}{W_0}\right)$ **Уравнение Breguet**

M – число Маха

Типичное соотношение:

L & D – подъемная сила

$W_f = 2/3 W_0$ **$W_{payload} = 1/6 W_0$**

и сопротивление

a – скорость звука

W_0 – вес при посадке

W_f – вес топлива

SFC – расход топлива

При сохранении дальности
1% уменьшения сопротивления
Ведет к увеличению полезной
загрузки на **7.6%**

Почему это так важно для авиационной промышленности?



❖ В текущей практике компании Boeing, полный цикл аэродинамического проектирования самолета требует 150-200 человек и 2 года работы

❖ Общие затраты оцениваются в 100-120 миллионов USD

Автоматизированное средство аэродинамического дизайна. Основные особенности

- ❖ Принципиально новая стратегия включения нелинейных ограничений в решение задачи**
- ❖ Глобальный характер поиска оптимальной геометрии крыла**
- ❖ Использование схемы высокого порядка точности для решения полных уравнений Навье-Стокса в процессе оптимизации**
- ❖ Уникальная многоуровневая стратегия параллельных вычислений позволяет достичь очень высокой вычислительной эффективности данного продукта**

Одноточечная задача минимизации полного сопротивления

- Цель – минимизировать коэффициент сопротивления C_D с учетом следующих ограничений:

- ❖ **Аэродинамические ограничения:**

- * заданный постоянный C_L
- * максимально допустимый C_M

- ❖ **Геометрические ограничения на:**

- * относительную толщину сечения крыла $(t/c)_i$
- * радиус кривизны передней кромки сечения крыла $(R_L)_i$
- * угол задней кромки сечения крыла $(\theta_T)_i$
- * локальную толщину сечения крыла $(y/t)_{ij}$

$i=1, \dots, N_{ws}$ - число сечений по размаху крыла

$j=1, \dots, N_{bs}(i)$ – число ограничений на локальную толщину

Общее число ограничений N_{cs} на крыло – 20-30

Многоточечная задача минимизации сопротивления трехмерного крыла

- ❖ Цель – минимизировать взвешенную комбинацию коэффициентов сопротивления в нескольких точках дизайна***
- ❖ Геометрические ограничения – не зависят от точки дизайна***
- ❖ Аэродинамические ограничения – задаются для каждой точки дизайна***

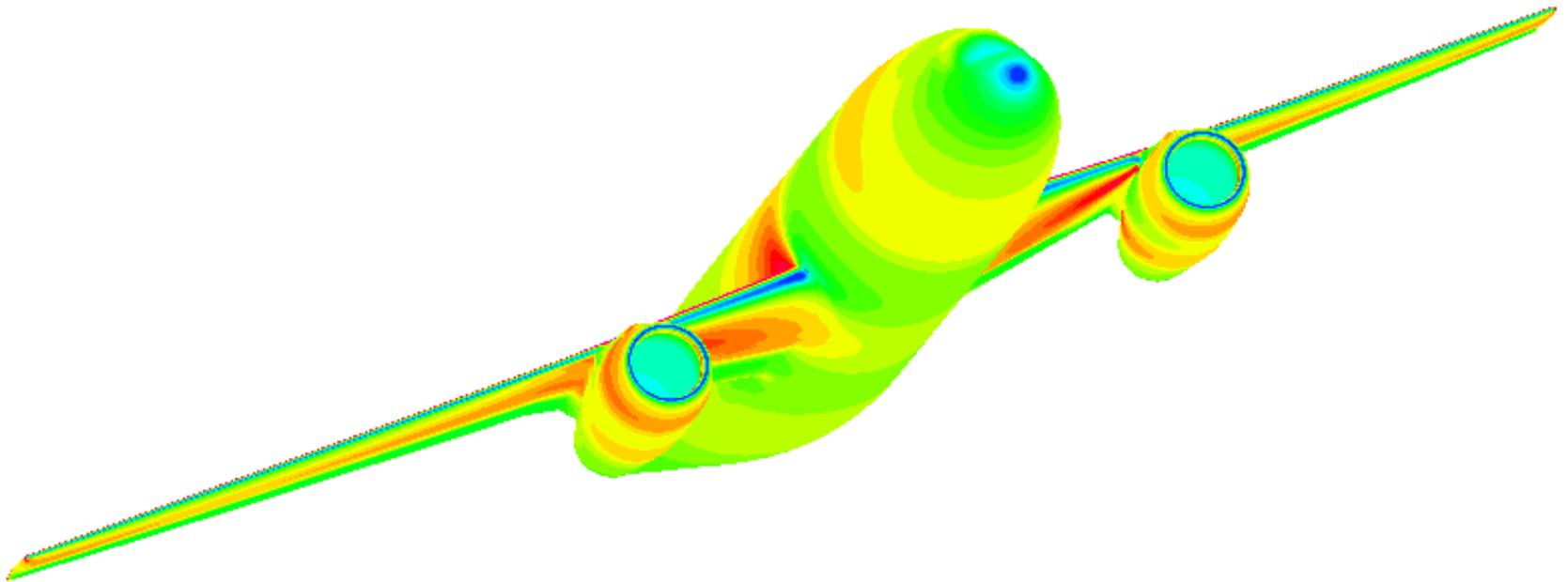
Численный метод решения уравнений Навье-Стокса

- Точный расчет сопротивления
- Хорошая точность на грубых сетках
- Отсутствие искусственных параметров
- Подходит для промышленных приложений
- ❖ Многоблочные структурированные сетки
- ❖ Многосеточный подход
- ❖ Схема высокого порядка точности
- ❖ Учет турбулентности
- ❖ Параллелизация

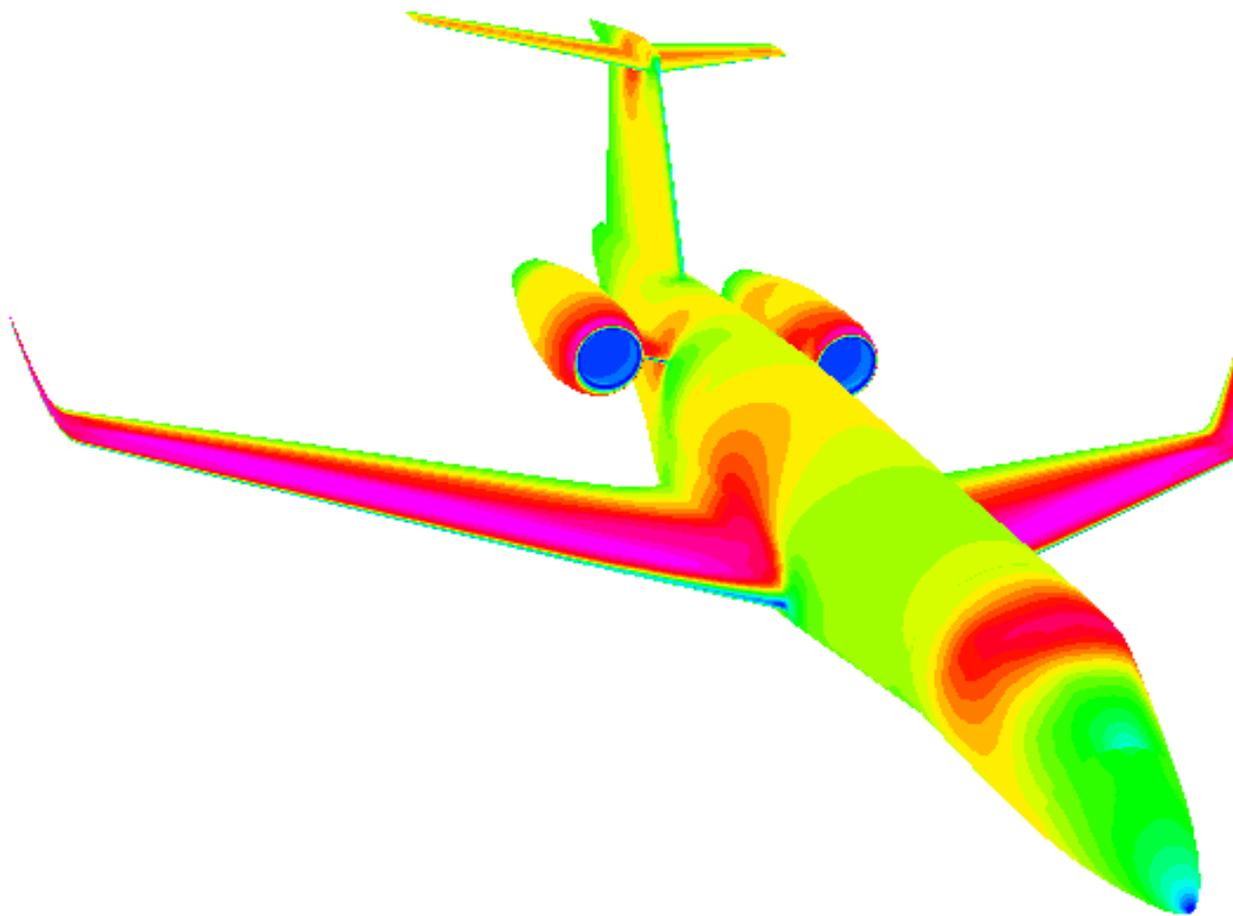
NASTIA: Код высокой точности для индустриальных расчетов

- Конвективная часть уравнений аппроксимируется характеристическим оператором первого порядка который легко обращается. Эта схема применяется везде при многосеточной релаксации
- Схема высокого порядка ENO/WENO определяет поправки в правую часть дискретного уравнения **только на самом тонком сеточном уровне**
- Вязкие члены аппроксимируются обычным образом

***Распределение давления на
поверхности самолета на основе
решения уравнений Навье-Стокса***



Распределение давления на поверхности самолета на основе решения уравнений Навье-Стокса



Информация о сетке

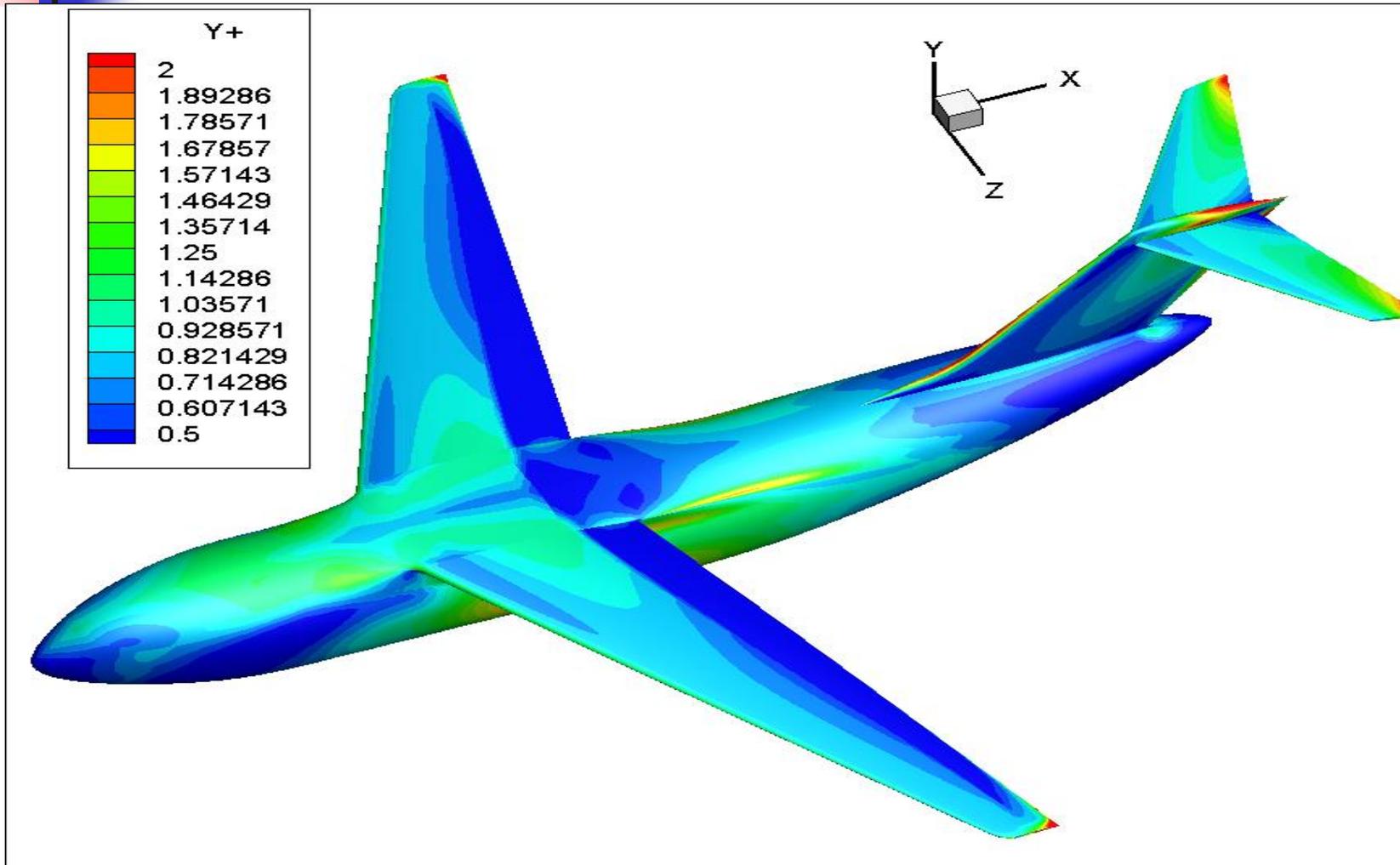
- ❖ **Тип – структурированная многоблочная**
- ❖ **Топология – 2 слоя**
- ❖ **Толщина блоков около тела – 1.5 м**
- ❖ **1-ый шаг по нормали – 0.02 мм**
- ❖ **Ручное построение – 1.5 дня**

Топология	Число блоков	Число точек
Wing-body	63	3 700 000
Wing-body-v-tail	92	4 800 000
Wing-body-vh-tails	101	4 997 000

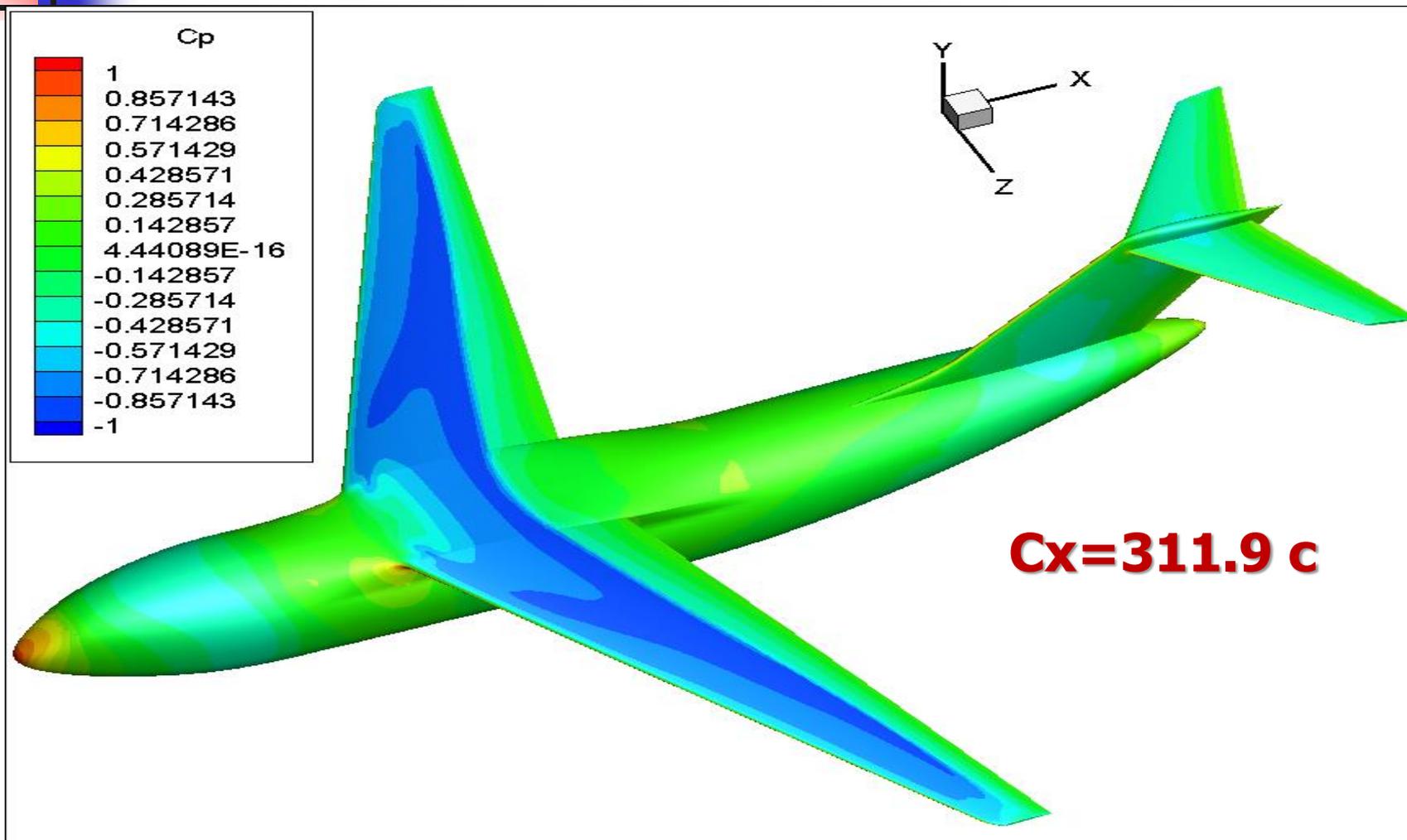
Пример сетки



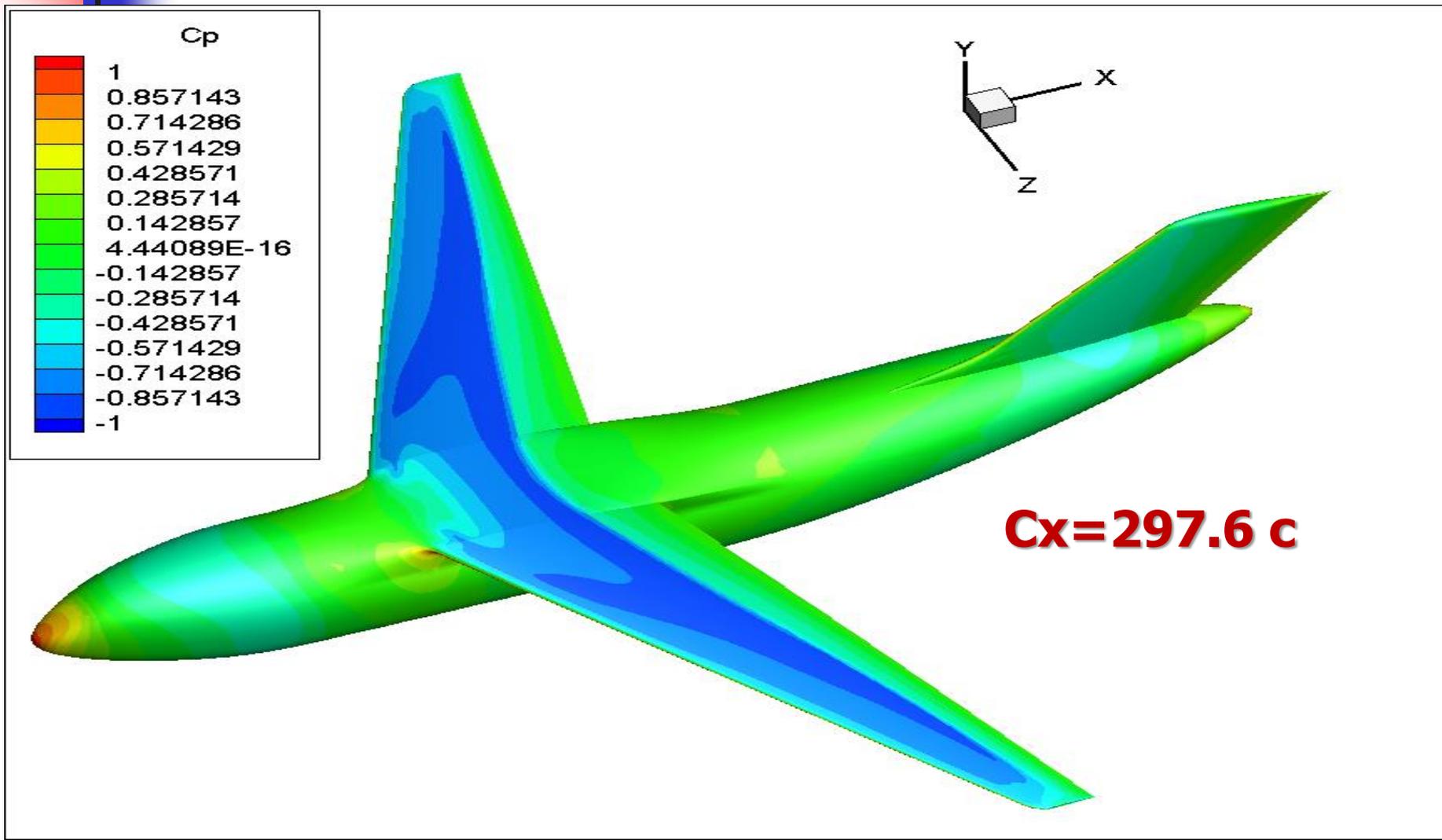
Распределение Y^+ для компоновки wing-body-vh-tails при $C_y = 0.50$ $M=0.82$



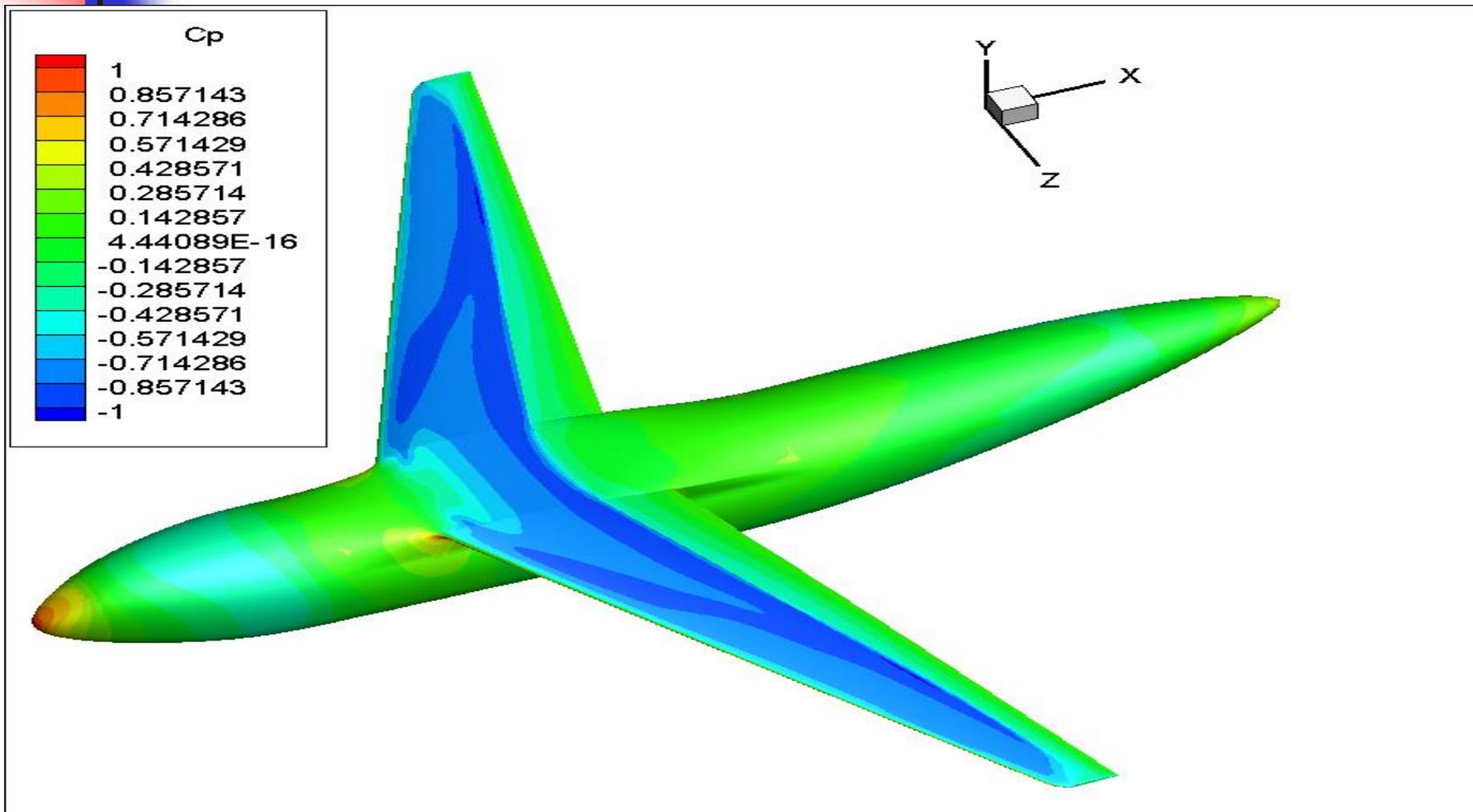
Распределение давления для компоновки wing-body-vh-tails при $C_y = 0.50$ $M=0.80$



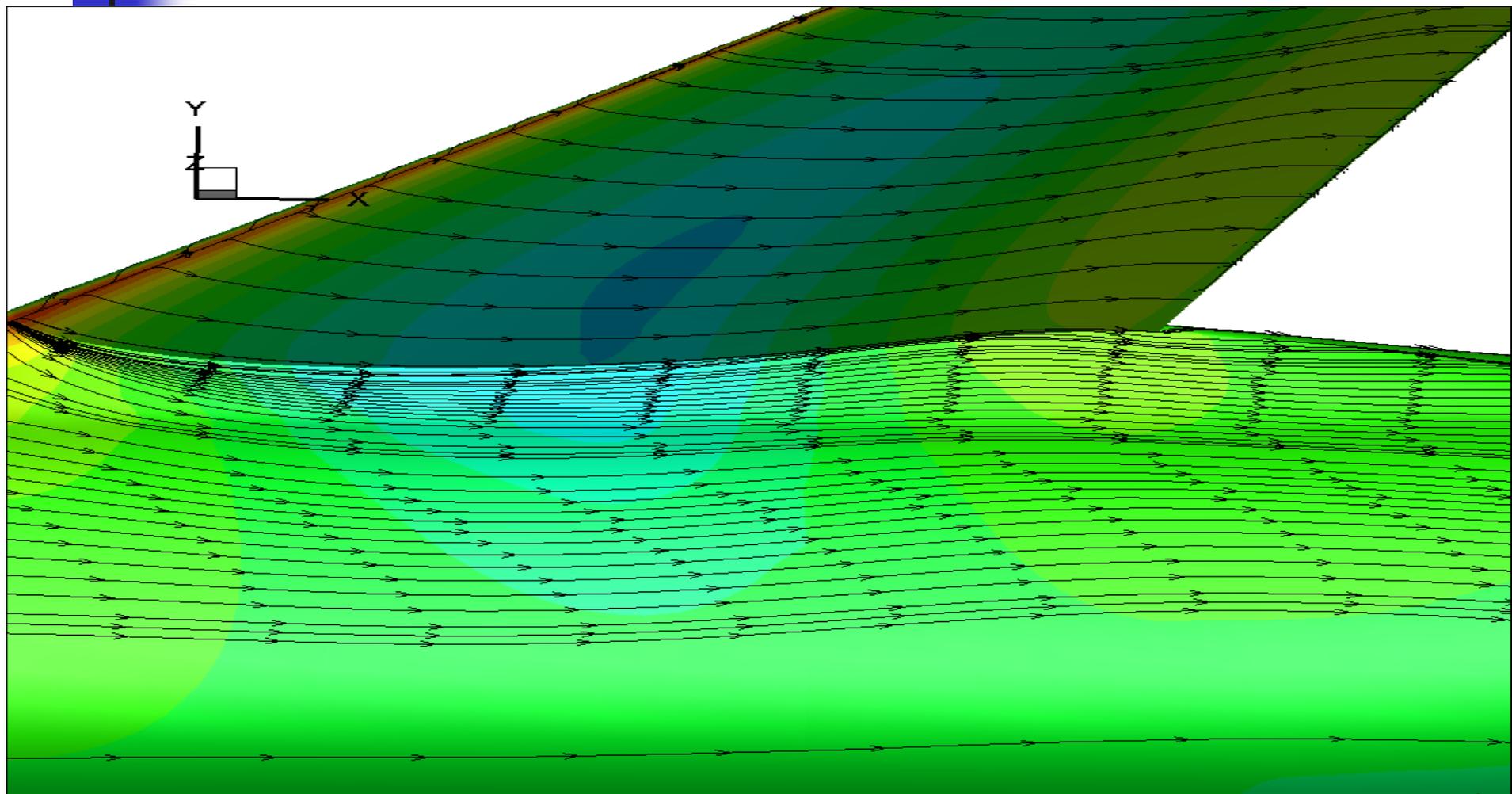
Распределение давления для компоновки wing-body-v-tail при $C_y = 0.50$ $M=0.80$



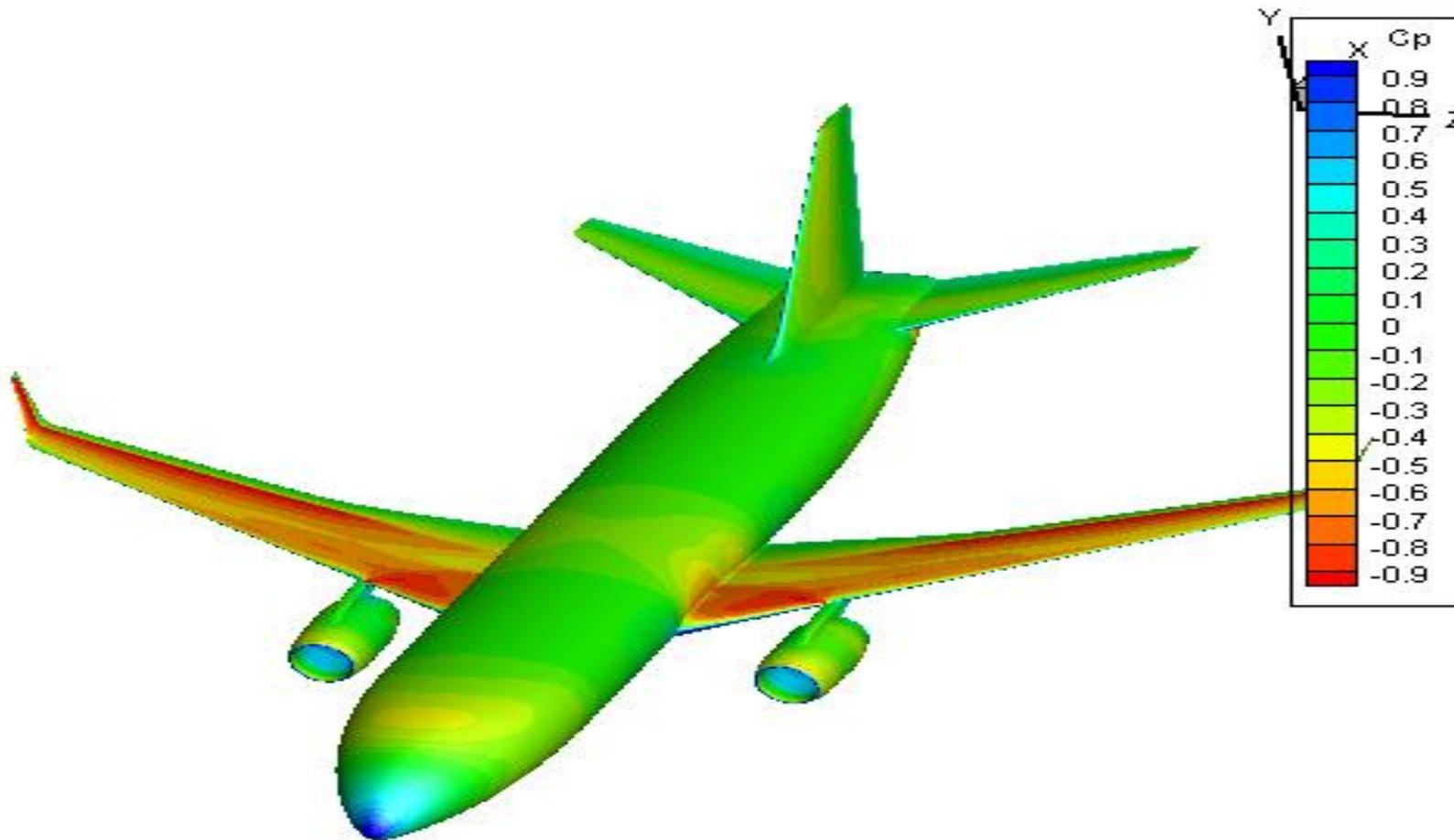
Распределение давления для компоновки wing-body при $C_y = 0.50$ $M=0.80$



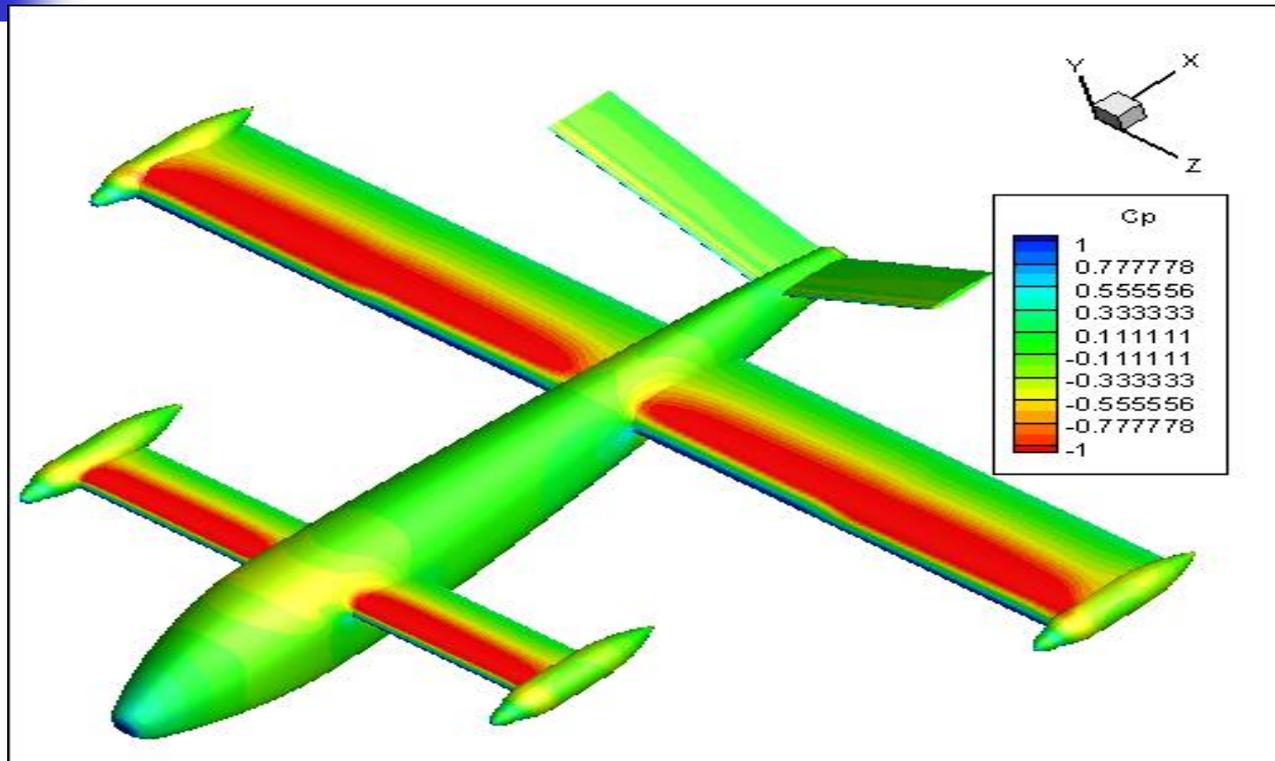
Линии тока около крыла для компоновки wing-body-vh-tails при $C_y = 0.50$ $M=0.80$



Распределение давления для полной компоновки при $C_y = 0.50$ $M=0.82$



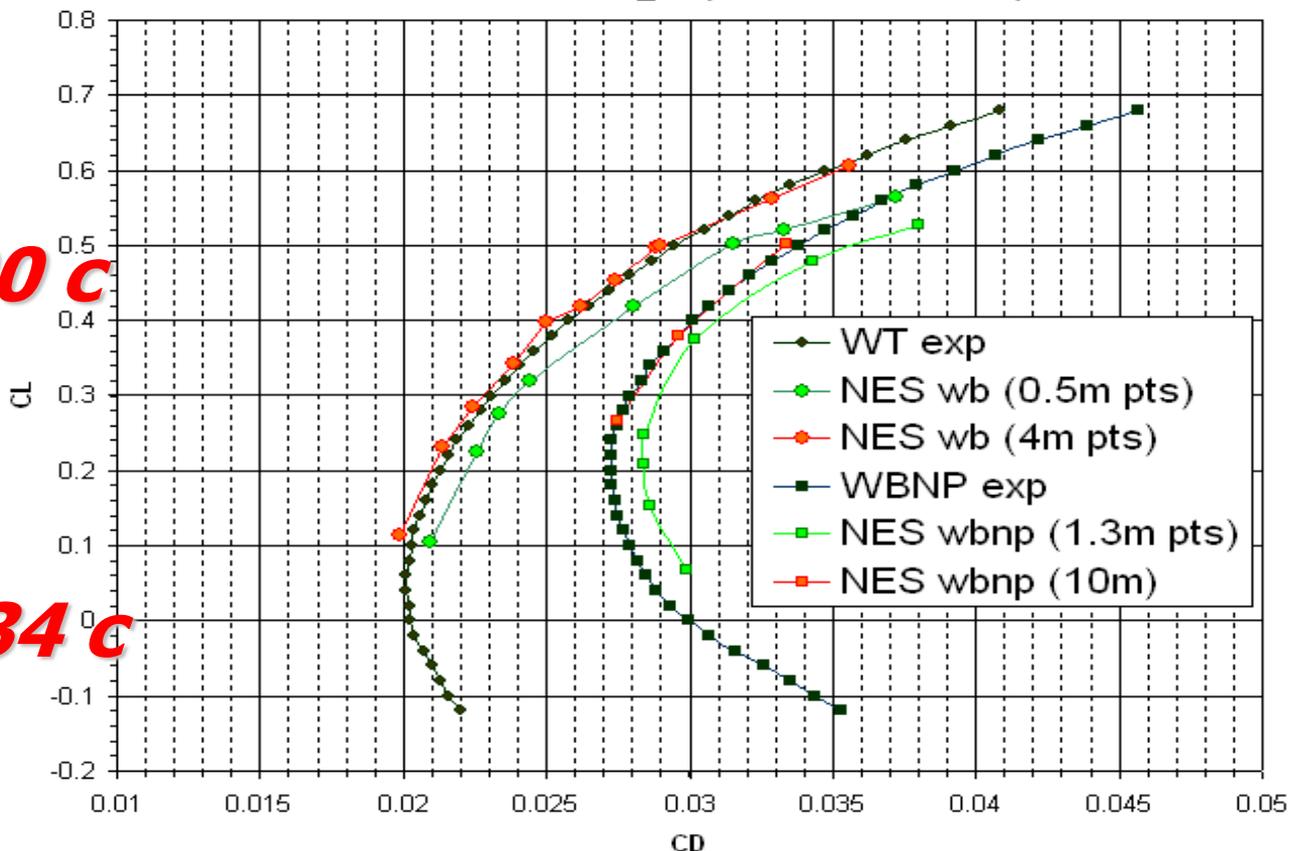
Распределение давления для полной компоновки при $C_y = 0.35$ $M=0.15$



2nd AIAA DRAG PREDICTION WORKSHOP

2nd AIAA DRAG PREDICTION WORKSHOP - JUNE 2003

DRAG POLAR DLR_F6 (NACELLE ON / OFF)



WB

EXP - 295 c

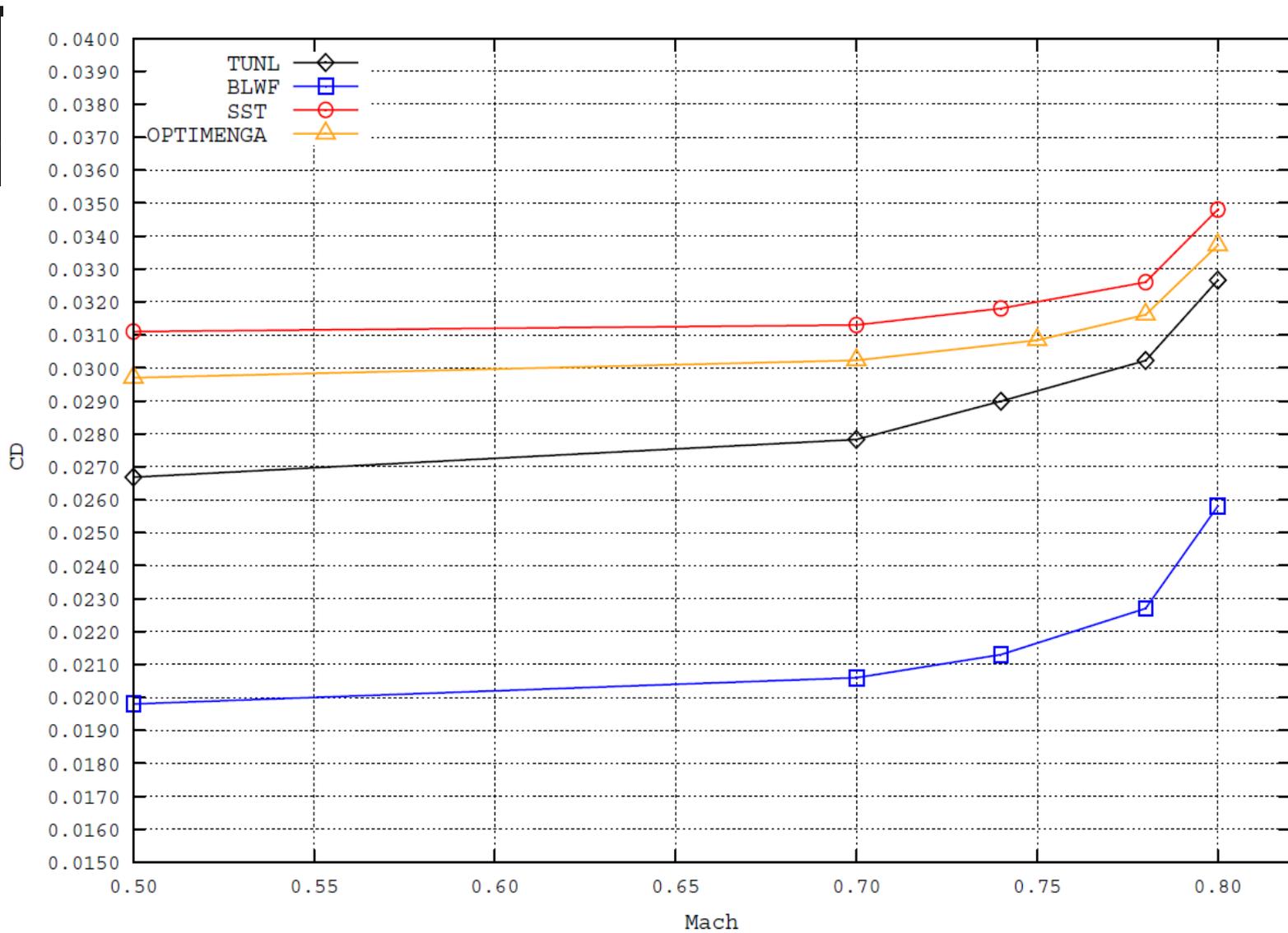
NASTIA - 290 c

WBNP

EXP - 338 c

NASTIA - 334 c

Сравнения с данными EMBRAER



Сравнение OPTIMENGA_ANALYSIS **с мировыми лидерами по** **вычислительной эффективности**

Компания/код анализа	Время расчета по сравнению с OPTIMENGA_ANALYSIS	Источник сравнения
ANSYS/Fluent	В 40 раз больше	ПАО «ТУПОЛЕВ»
CD Adarco/ CFX	В 32 раза больше	EMBRAER
Boeing/OVERFLOW	В 16 раз больше	BOEING

Метод оптимизации:

Генетические алгоритмы

- **ГА** основаны на комбинации детерминистических и вероятностных подходов при поиске оптимума
- Базовая идея **ГА** состоит в имитации эволюционного процесса путем использования “генетических” операторов:
 - * селекции
 - * размножения
 - * мутации

Учет нелинейных ограничений

Почему это важно?

В рассматриваемой задаче учет ограничений на решение исключительно важен так как:

- ❖ Оптимальное решение не является локальным минимумом
- ❖ Напротив, оптимум находится на пересечении гиперповерхностей различной размерности образованными этими ограничениями
- ❖ Положение этих поверхностей заранее не известно

Учет нелинейных ограничений в рамках ГА

Новый подход

- **Изменение традиционной стратегии поиска:**
использование маршрутов поиска, проходящих как через допустимые (удовлетворяющие ограничениям), так и через недопустимые точки
- **Основная идея:** информация из областей не удовлетворяющих ограничениям очень важна и *такие пути к оптимальной точке могут быть существенно короче*

Оптимизация с учетом ограничений



Вычислительная эффективность

Основная проблема

- Традиционное использование **ГА** требует очень большого объёма вычислений
- Даже алгоритм с населением **$M=100$** требует (в случае **200 поколений**) по меньшей мере **20000** решений полных уравнений Навье-Стокса
- Практически это абсолютно неприемлемо!

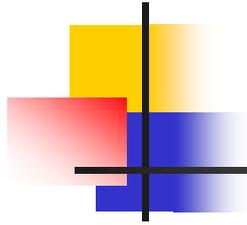
Вычислительная эффективность

Требования

Какие свойства алгоритма нам необходимы ?

- число точных расчетов уравнений Навье-Стокса **должно быть очень ограничено**
- алгоритм должен обеспечить **быстрый и достаточно точный расчет** целевой функции при генетическом поиске

Метод Аппроксимационных Моделей



- целевая функция аппроксимируется на основе **локальной базы данных**
- для обеспечения точности и надёжности метода используется принцип **"предикции-верификации"** на ряде вложенных областей
- **этап предикции:** Генетический поиск на ряде областей
- **этап верификации:** полученный набор «кандидатов на оптимальность» проверяется на основе точного решения уравнений Навье-Стокса
- для обеспечения глобальности поиска используются **итерации**

Вычислительная эффективность: ***Как её улучшить?***

- **Быстрое преобразование сеток**

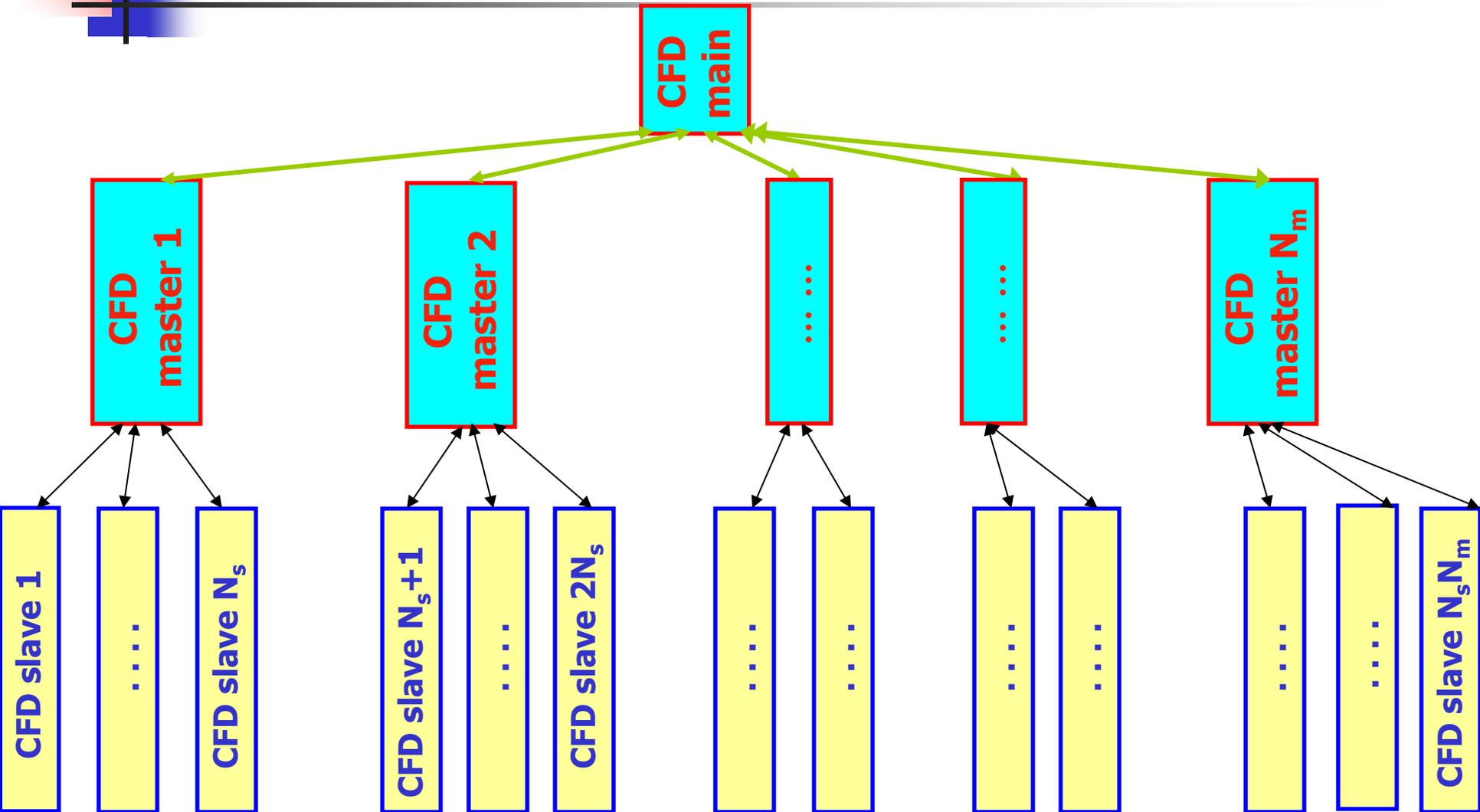
- ❖ автоматическая трансформация исходной сетки на основе топологического подобия геометрических конфигураций

- **Огрубление сетки**

- ❖ сохранение иерархии целевой функции

- ***Многоуровневая параллелизация***

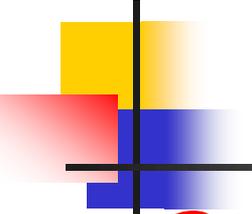
Двухуровневая параллелизация расчетов Навье-Стокса



Верификация результатов

Сравнение с результатами:

- ❖ Оптимизация на основе кода MDORT – компания Boeing***
- ❖ Оптимизация в рамках Европейского Проекта***



Сравнение с MDOPT (Boeing)

Оптимизация крыла DPW3 W1

Двухточечная оптимизация:

$M=0.76$, $C_L=0.50$; $M=0.78$, $CL=0.50$

Код оптимизации	Время расчета необходимое для оптимизации	Снижение сопротивления	
		M=0.76	M=0.78
MDOPT	1200 часов (50 дней)	8.4 counts (3.8%)	24.7 counts (10.1%)
OPTIMENGA_AERO	27 часов	12.6 counts (5.8%)	29.5 counts (12.2%)

Сравнение с

Европейским проектом

Оптимизация самолета BWB

<i>Оптимальная геометрия</i>	<i>Снижение сопротивления</i>
<i>Европейский проект</i>	<i>26.0 counts</i>
<i>OPTIMENGA_AERO</i>	<i>52.5 counts</i>

Частичный список оптимизированных крыльев

- ❖ **Крыло MC-21**
- ❖ **Крыло SSJ-100**
- ❖ **Крыло C-919**
- ❖ **Крыло Boeing-737**
- ❖ **Крыло CRM**
- ❖ **Крыло Ve-200**
- ❖ **Крыло A-380**
- ❖ **Самолет BWB**

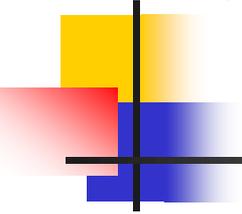
Аэродинамический дизайн трехмерного крыла

Точки дизайна определяются:

- ❖ **Значениями чисел M и Re**
- ❖ **Значением коэффициента C_L**

ОГРАНИЧЕНИЯ (посекционно):

- ❖ **Толщина профиля $(t/c)_{max}$**
- ❖ **Радиус передней кромки**
- ❖ **Угол схода с задней кромки**
- ❖ **Момент тангажа C_M**
- ❖ **Локальная толщина профиля**



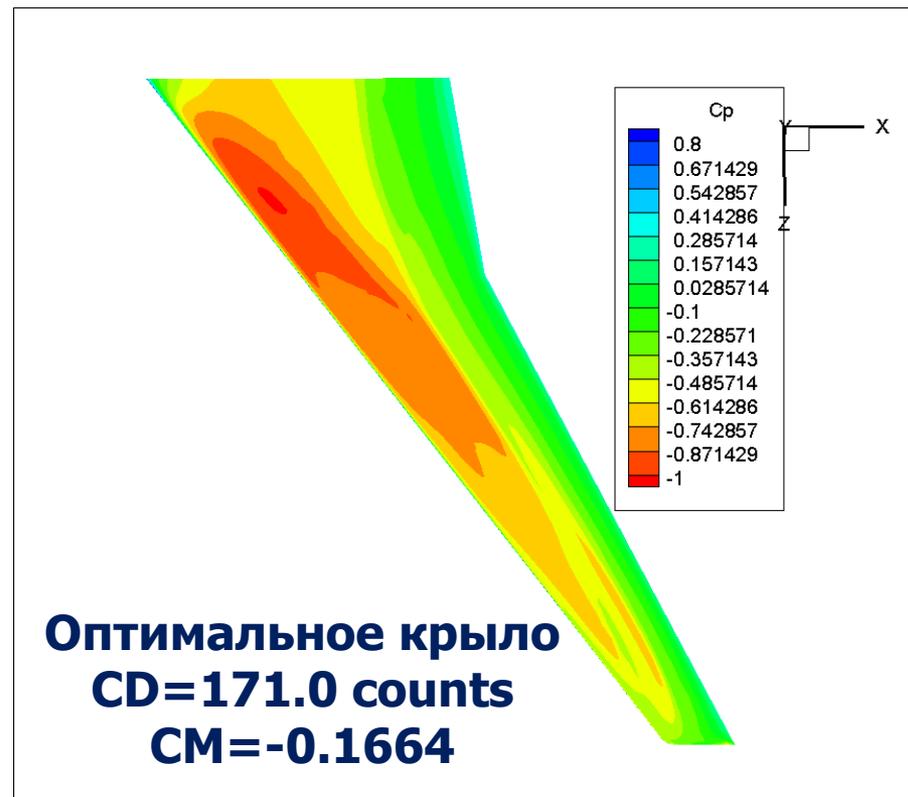
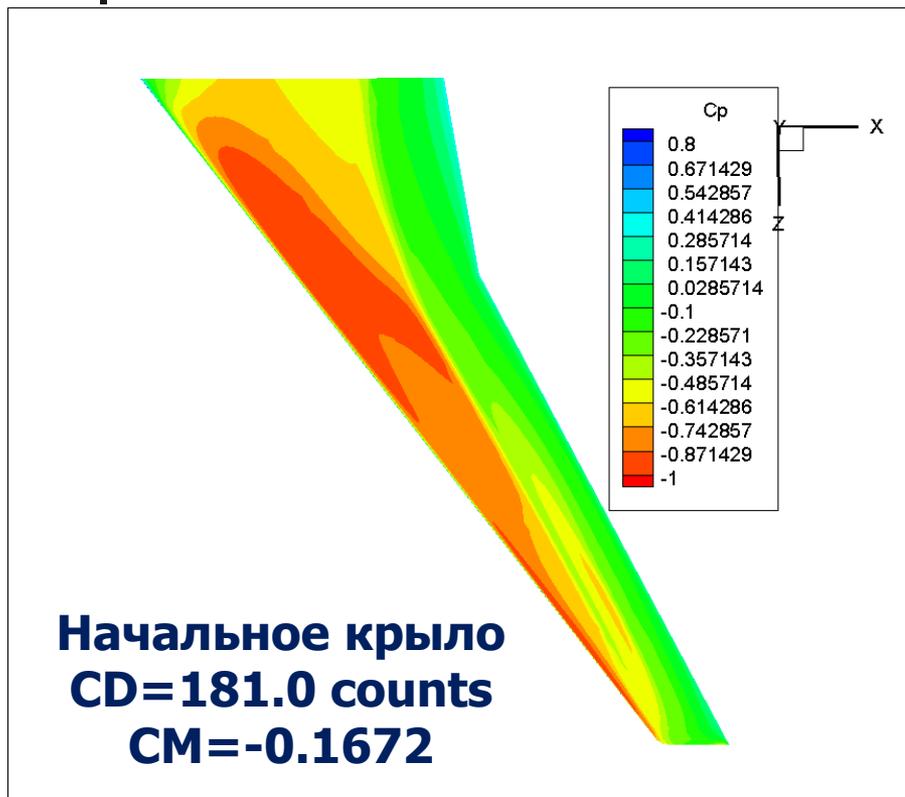
РЕЗУЛЬТАТЫ ЧЕМПИОНАТА МИРА Начальное крыло CRM

На крейсерском режиме $CL=0.5$ $M=0.85$:
 $CD=181.0$ counts, $CM = -0.1672$

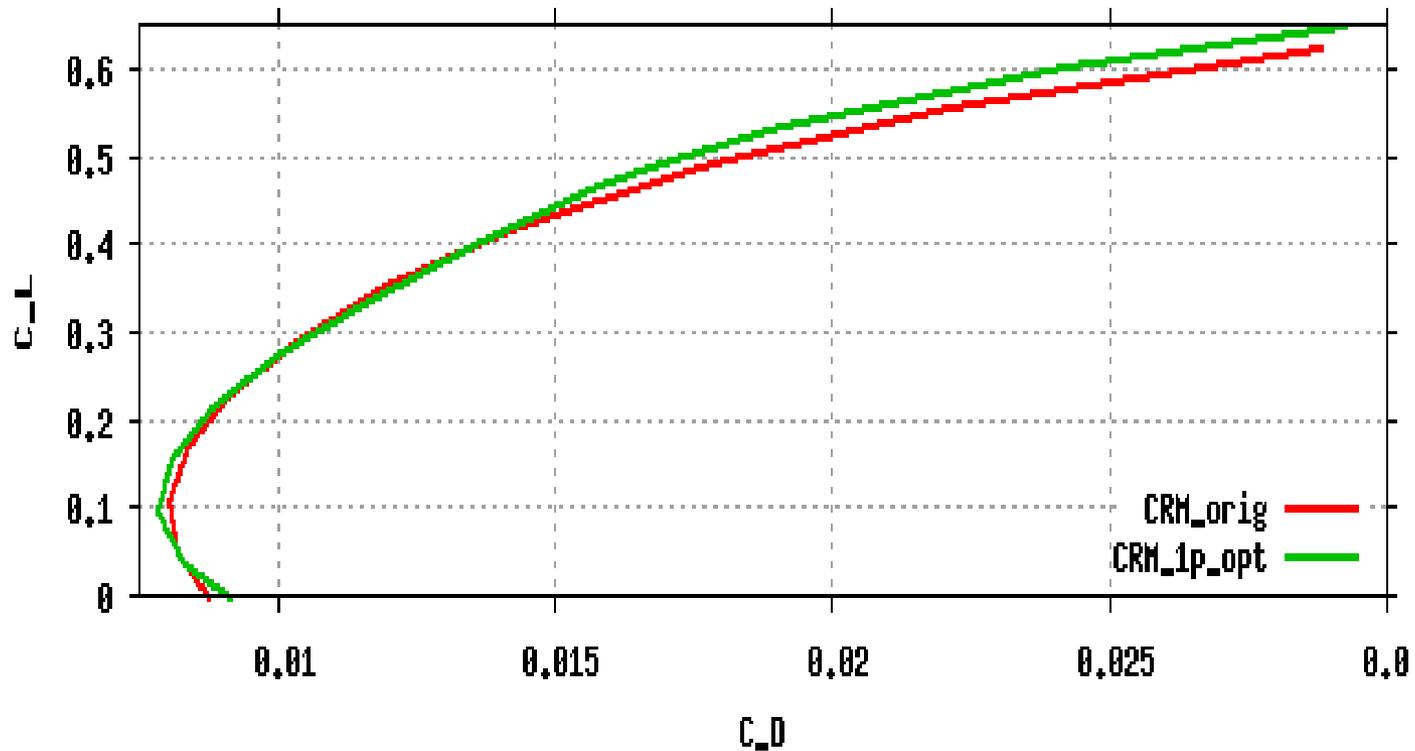
Грубая оценка максимально-
возможного снижения сопротивления в
ЭТИХ УСЛОВИЯХ:

10-12 counts

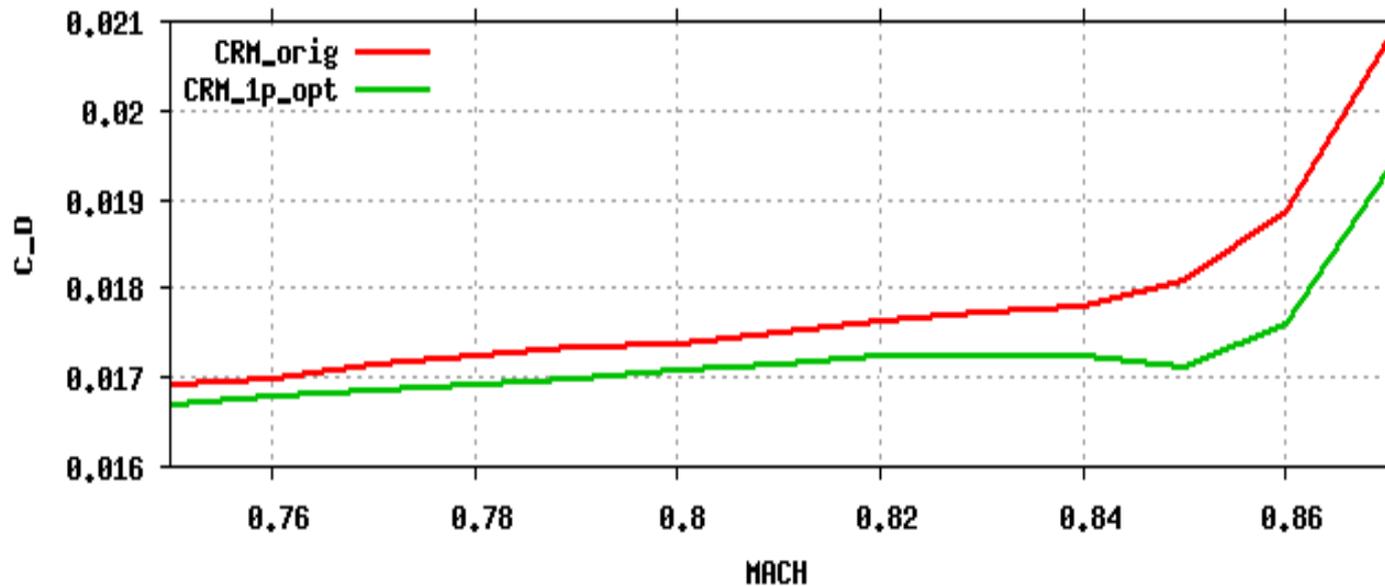
Распределение давления на верхней поверхности крыла



ПОЛЯРА СОПРОТИВЛЕНИЯ ПРИ $M=0.85$



Зависимость сопротивления от числа Маха при $CL=0.50$ (описание волнового кризиса)

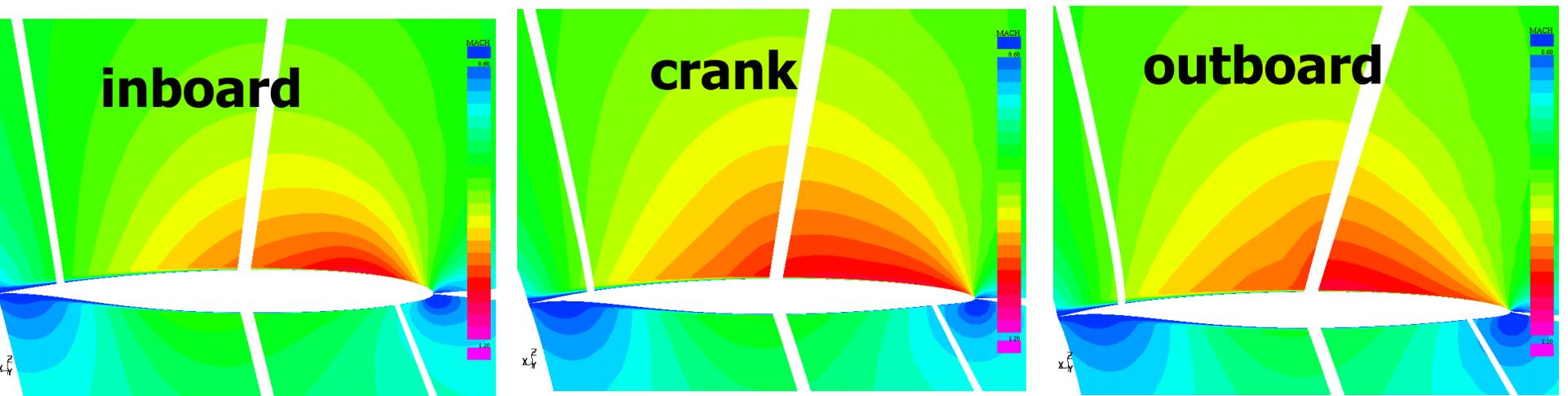


Оптимизация крыла

$M=0.75$ $CL=0.52$

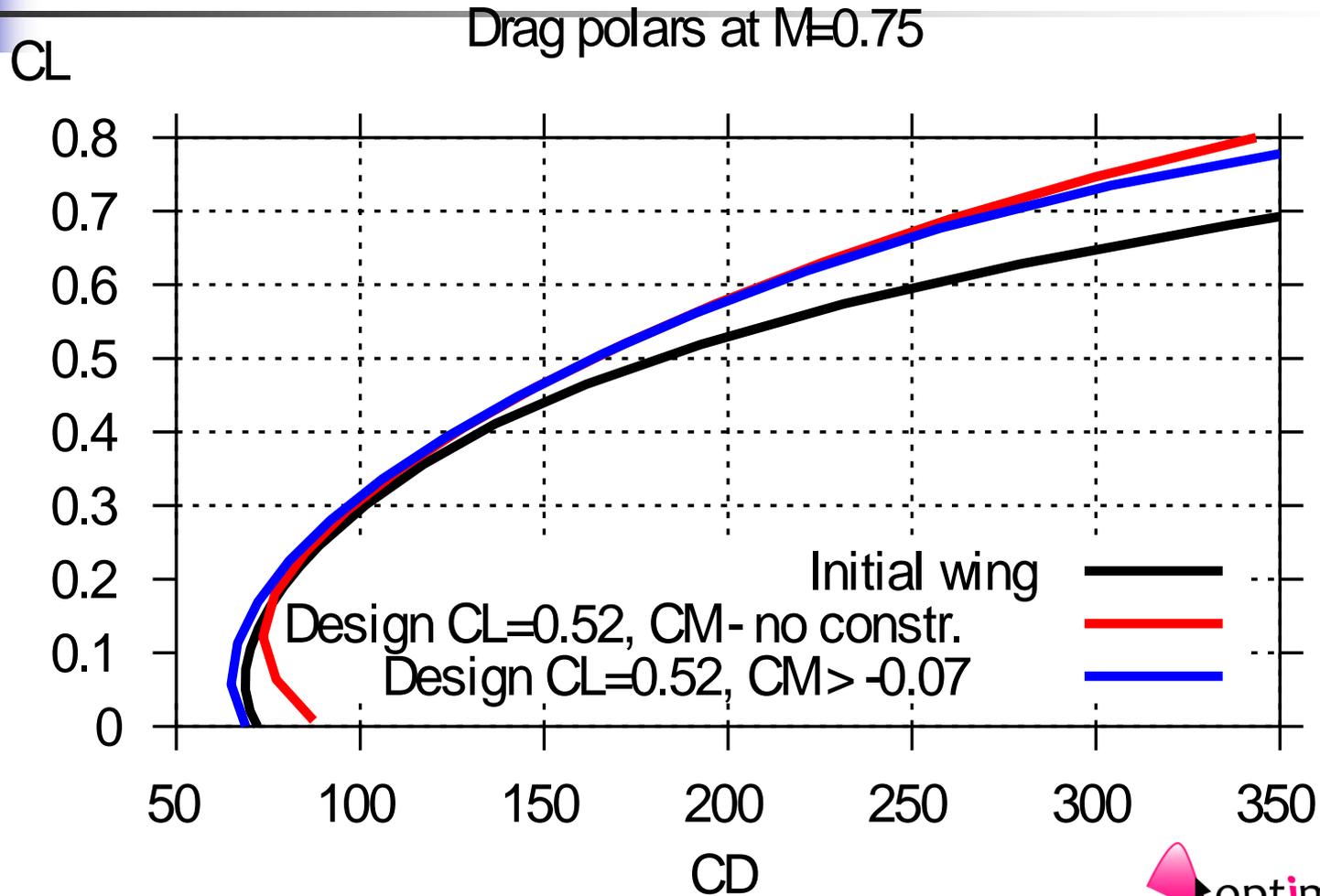


Контуры числа Маха в различных сечениях крыла



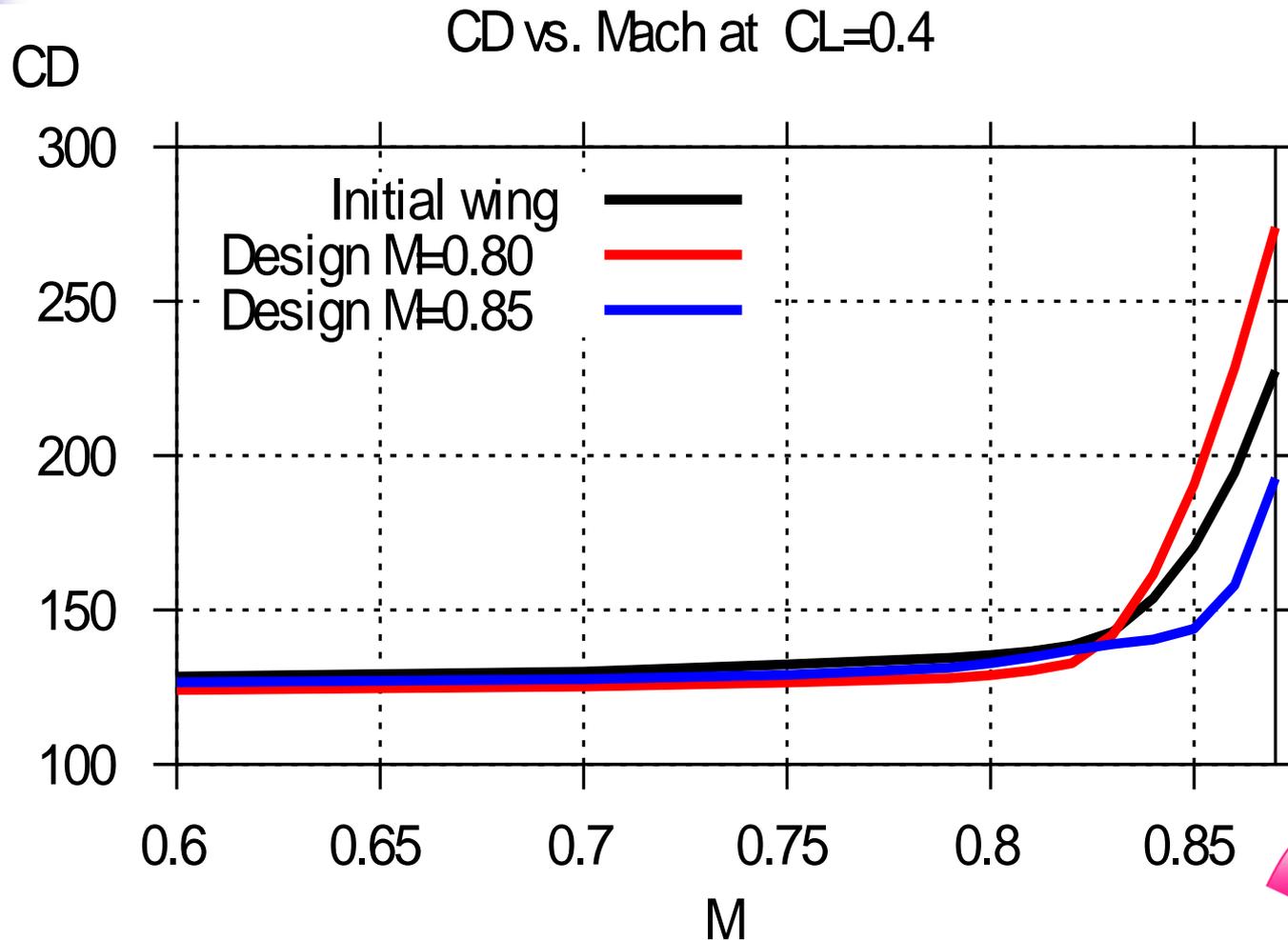
Оптимизация крыла G-200

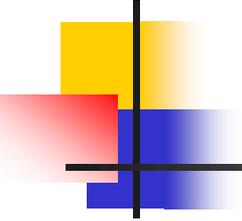
$M=0.75$ $CL=0.52$



Оптимизация крыла G-200

$CL=0.40$





Оптимизация самолета BWB

Главная точка дизайна

❖ $M = 0.85$

❖ $C_L = 0.41$

Дополнительные точки дизайна

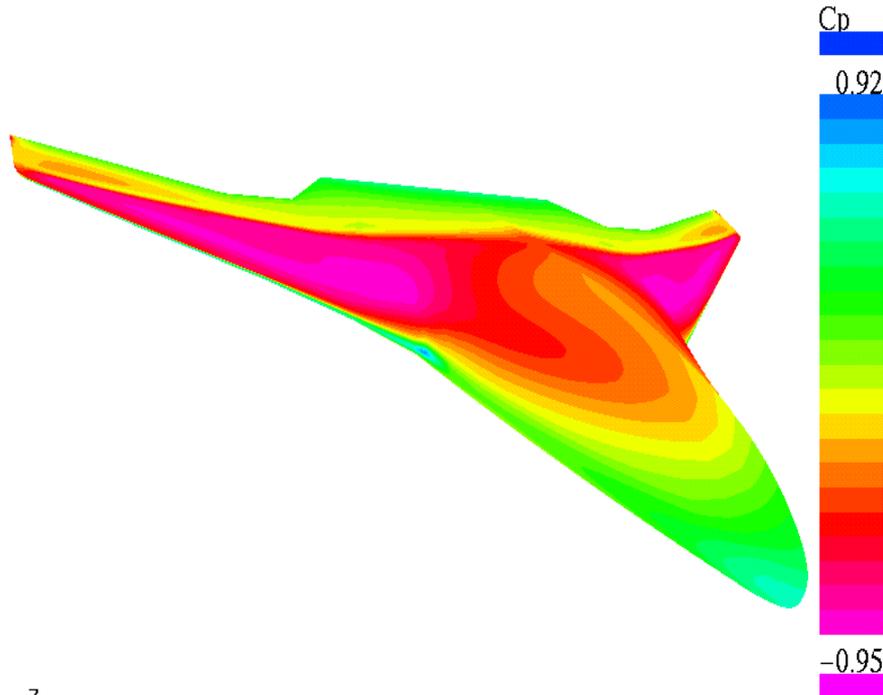
❖ $M = 0.87, C_L = 0.41$

❖ $M = 0.20, C_L = 1.63$

Оптимизация самолета BWB

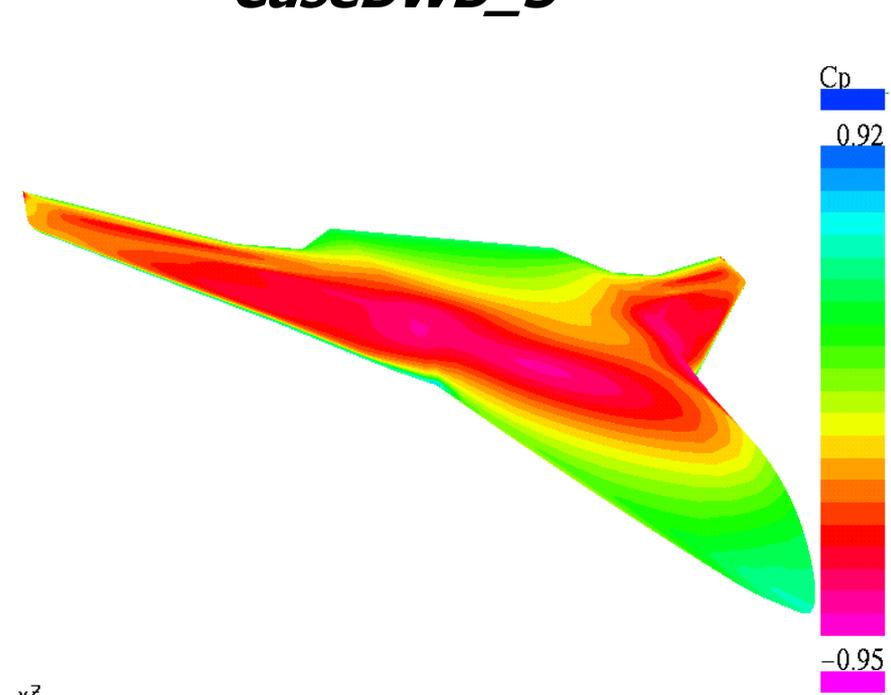
$M=0.85, C_L=0.41$

До оптимизации



$C_D=247$ counts
 $C_M=-0.075$

После оптимизации
CaseBWB_3



$C_D=197$ counts
 $C_M=-0.075$

Оптимизация самолета BWB

$M=0.87, C_L=0.41$

До оптимизации

После оптимизации
CaseBWB_3



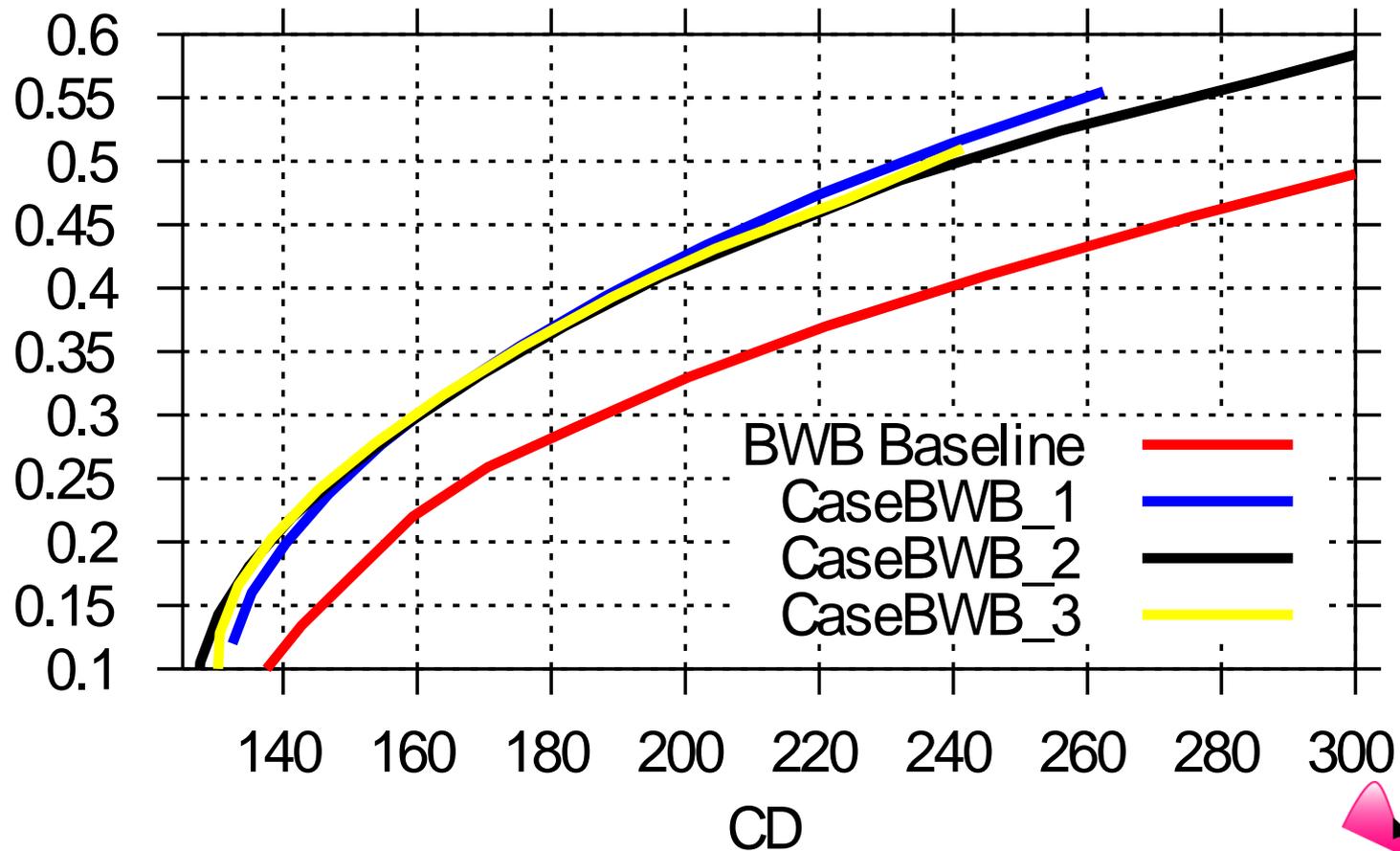
$C_D=287$ counts
 $C_M=-0.104$

$C_D=202$ counts
 $C_M=-0.094$

Оптимизация самолета BWB

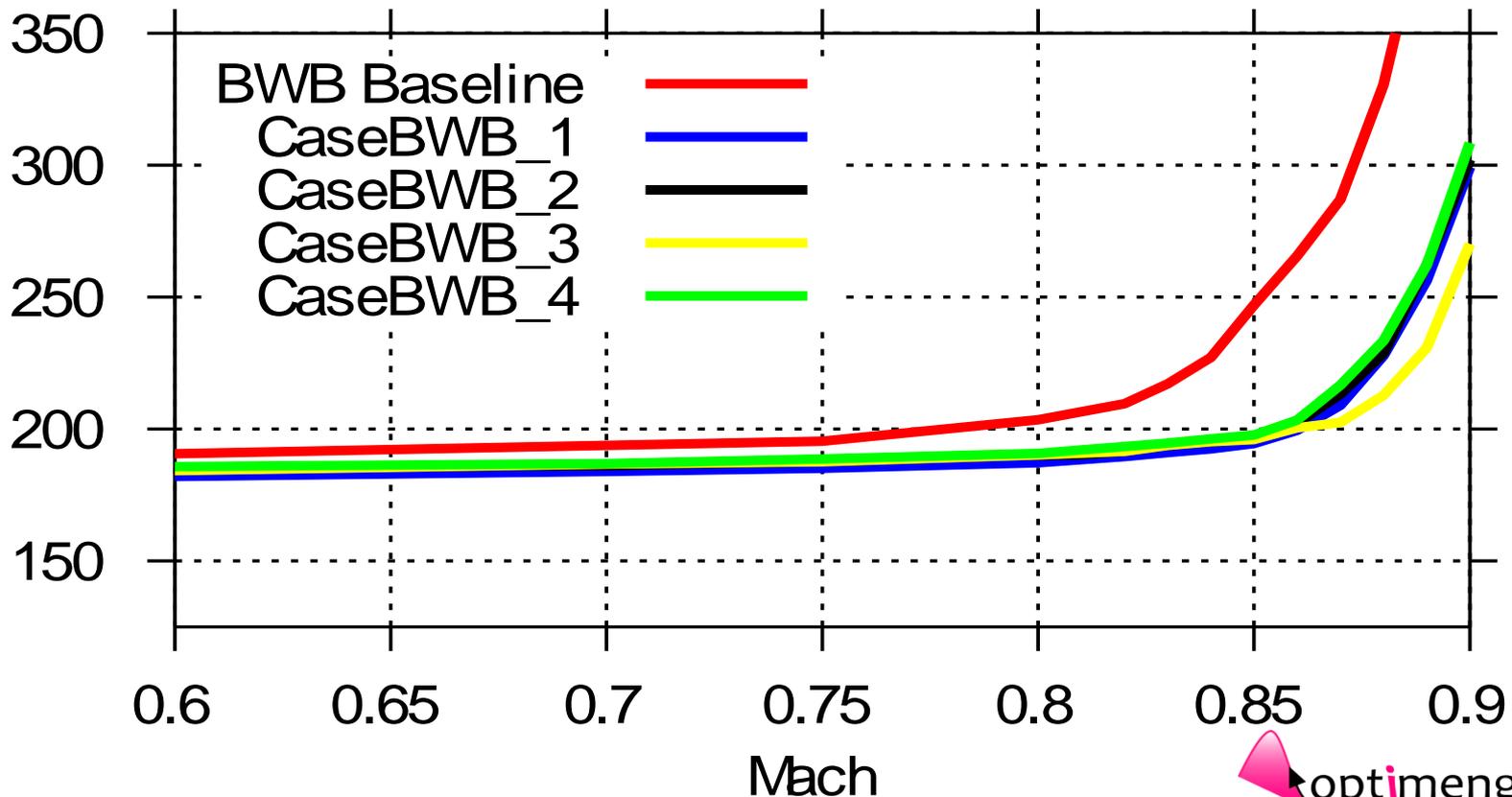
BWB Configuration. Drag Polars at M=0.85

CL



Оптимизация самолета BWB

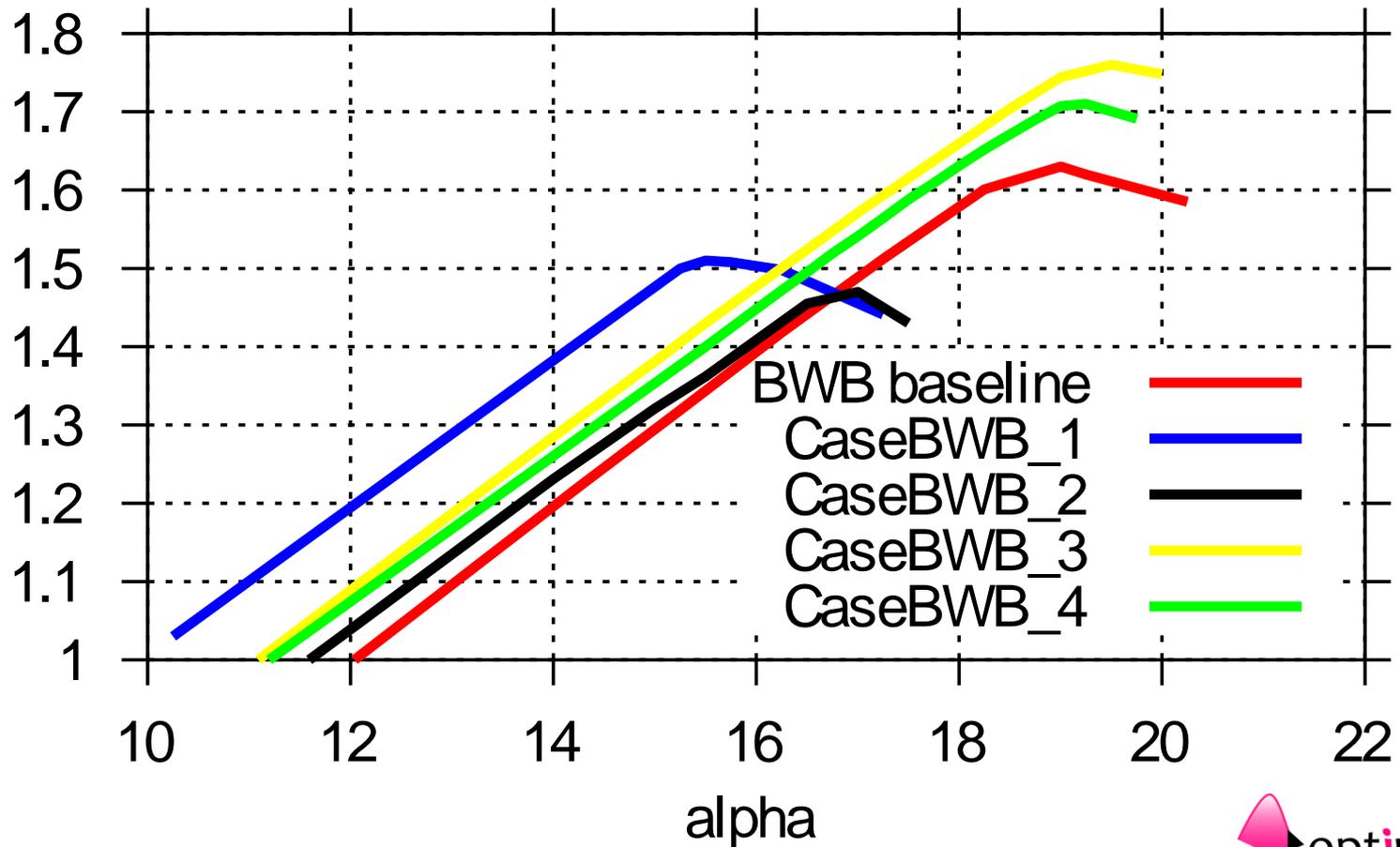
CD BWB Configuration. Mach drag divergence at CL=0.41



Оптимизация самолета BWB

BWB Configuration. CL vs. alpha at M=0.20

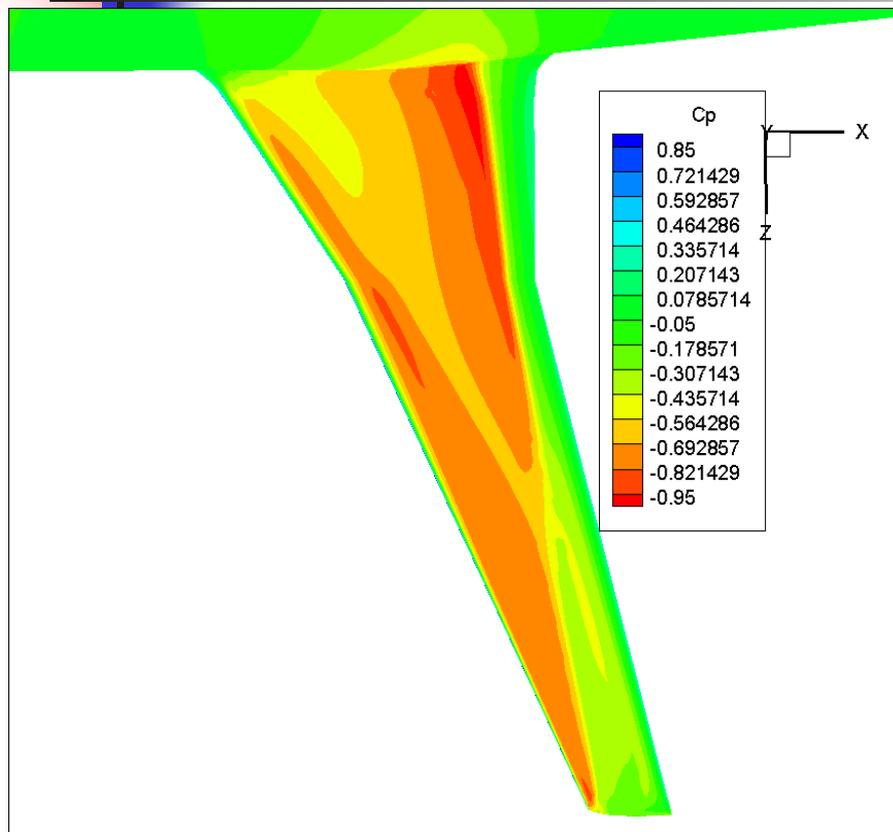
CL



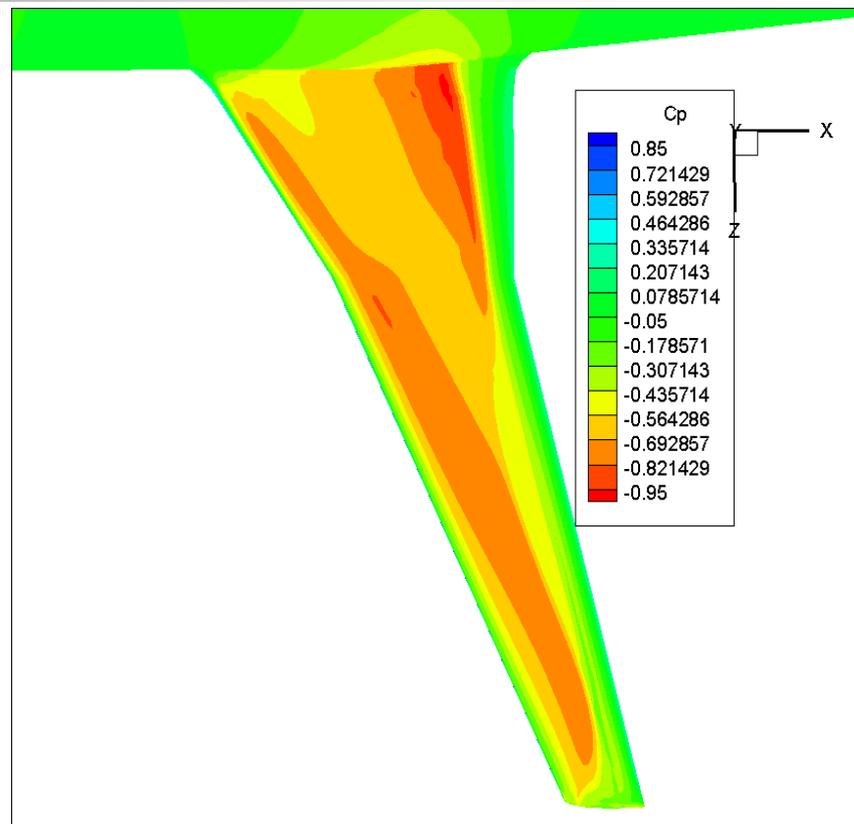
Оптимизация крыла в присутствии фюзеляжа

$M=0.82$

$CL=0.40$



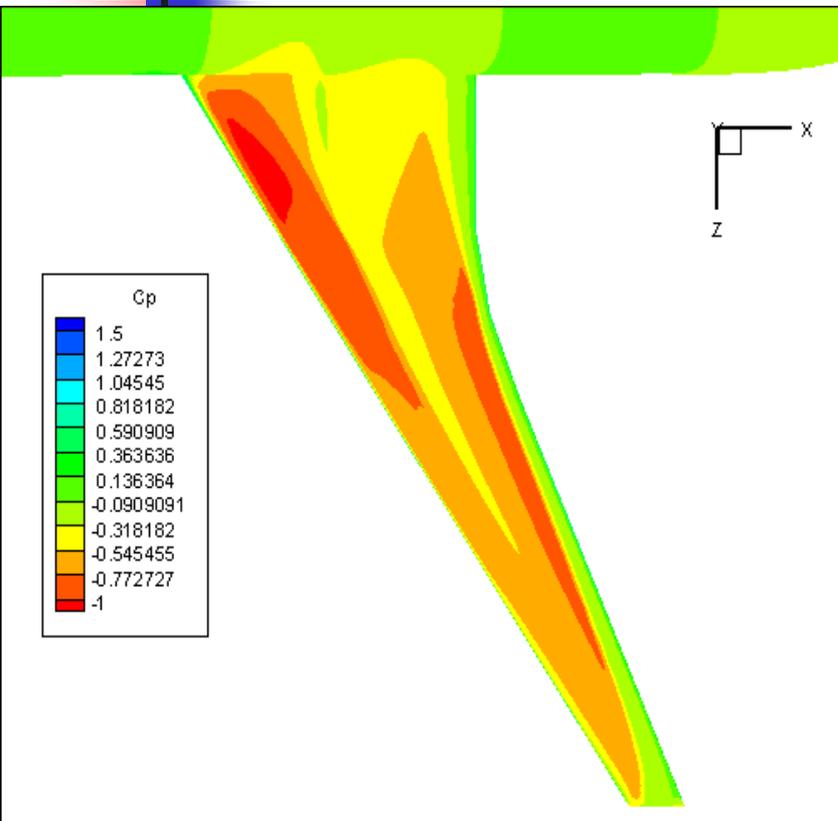
**Начальное - 317.3
counts**



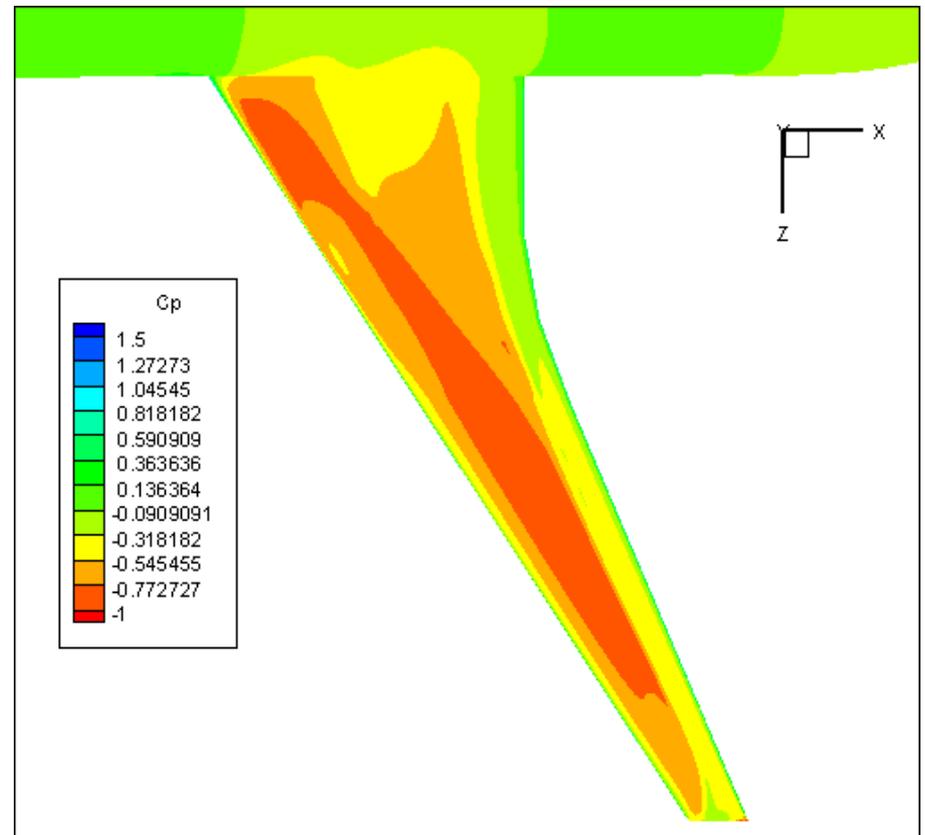
**Оптимальное - 292.1
counts**

ОПТИМИЗАЦИЯ КРЫЛА В ПРИСУТСТВИИ ФЮЗЕЛЯЖА

$M=0.845$ $CL=0.575$



**Начальное - 328.1
counts**

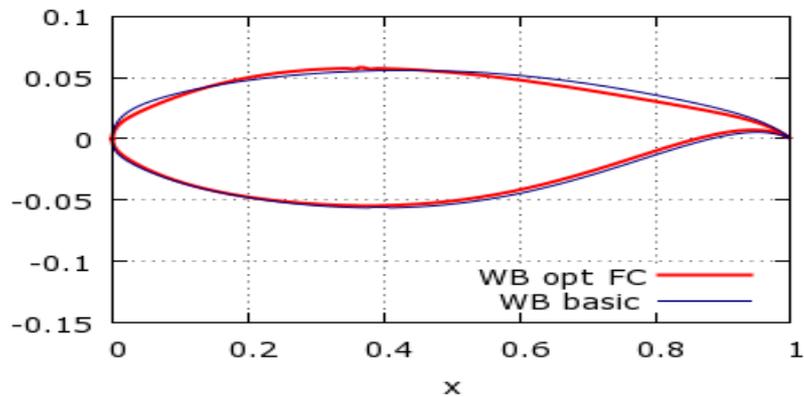


**Оптимальное - 302.0
counts**

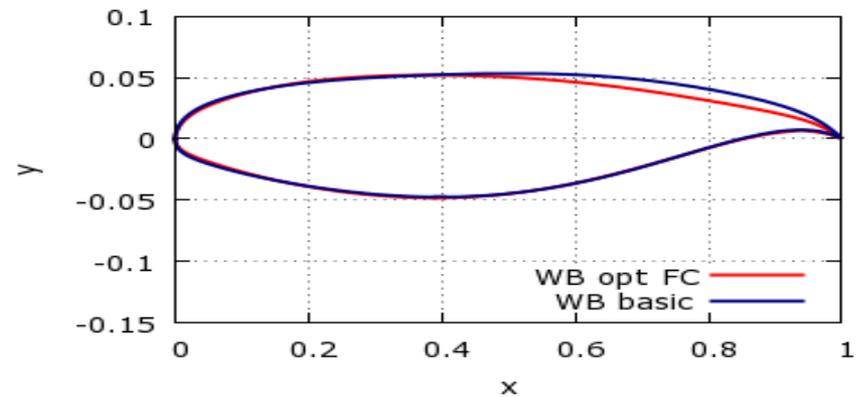
ОПТИМИЗАЦИЯ КРЫЛА В ПРИСУТСТВИИ ФЮЗЕЛЯЖА

$M=0.845$ $CL=0.575$

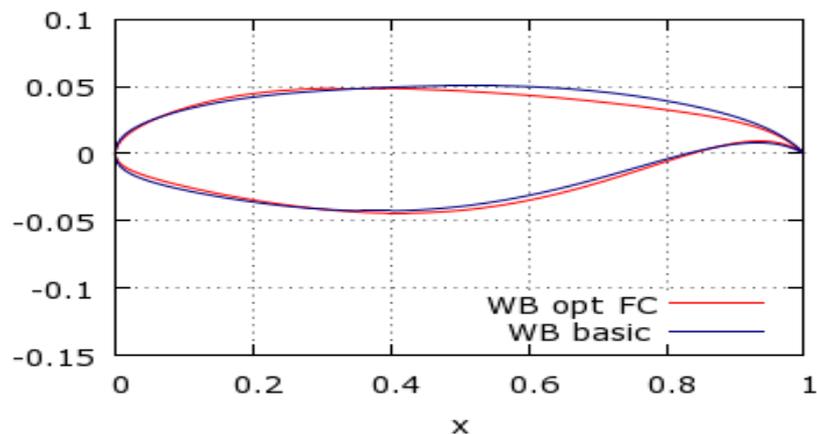
inboard crank shape



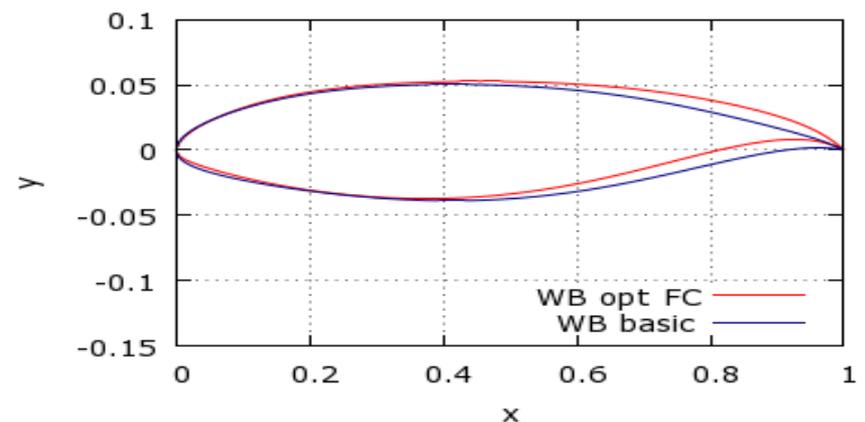
crank1 shape



crank2 shape

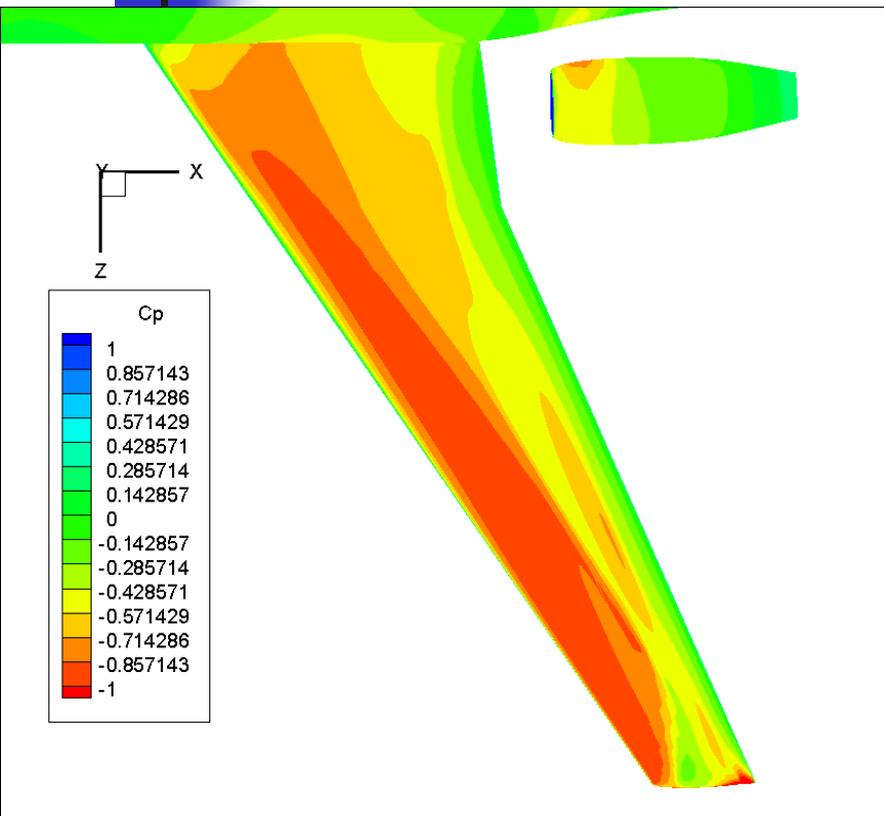


tip shape

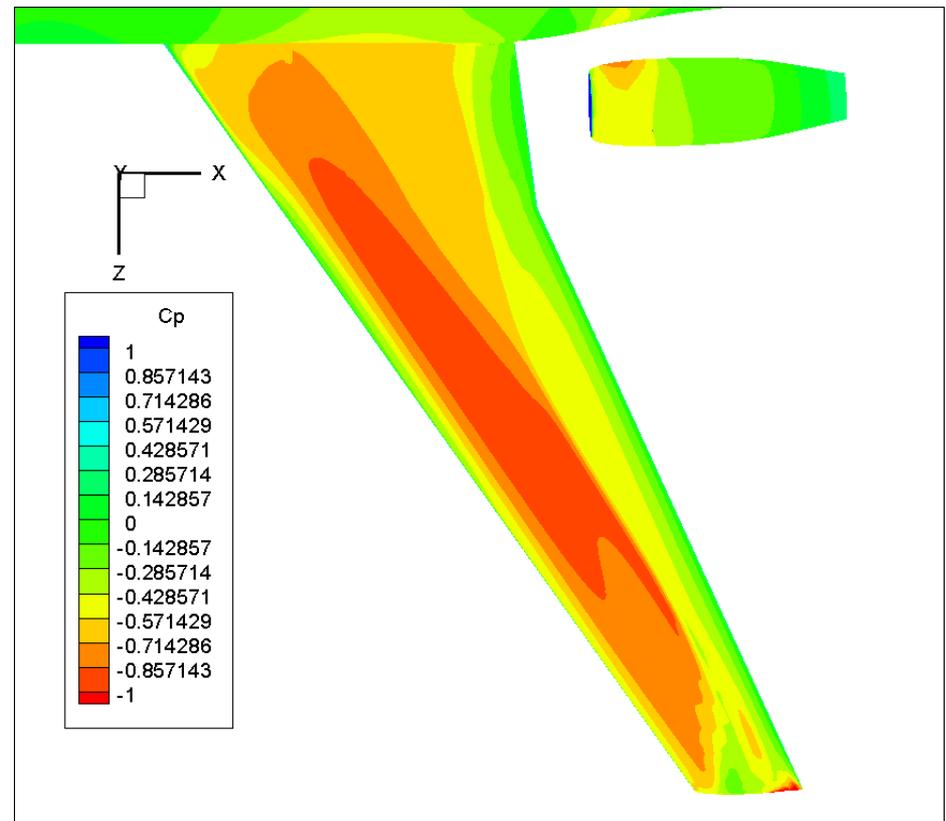


Оптимизация крыла в присутствии фюзеляжа и мотогондолы двигателя

$M=0.84$ $CL=0.50$



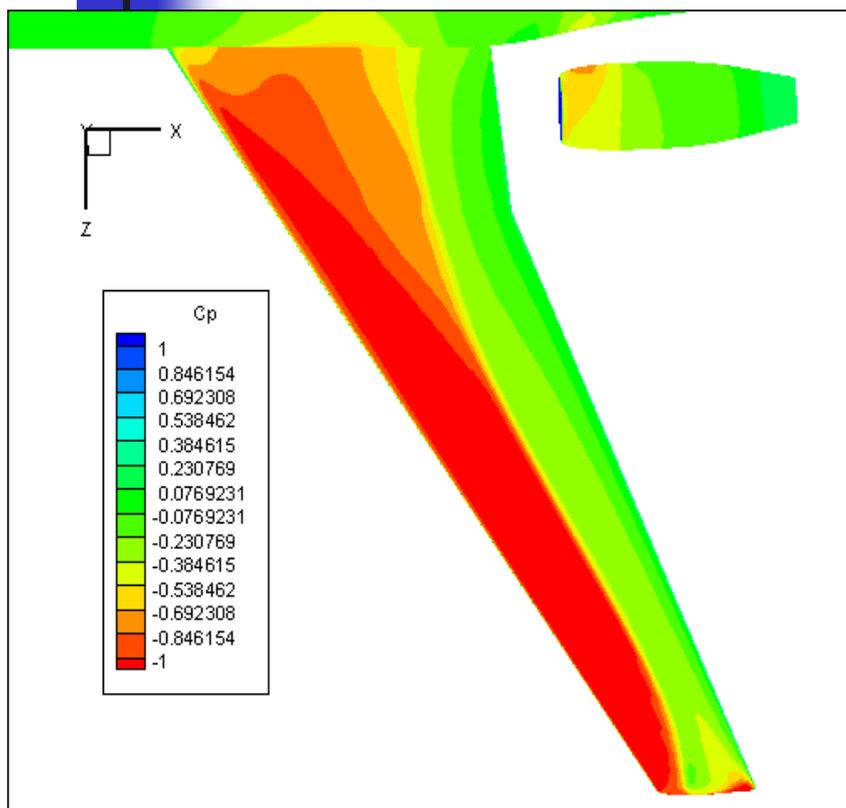
**Начальное - 331
counts**



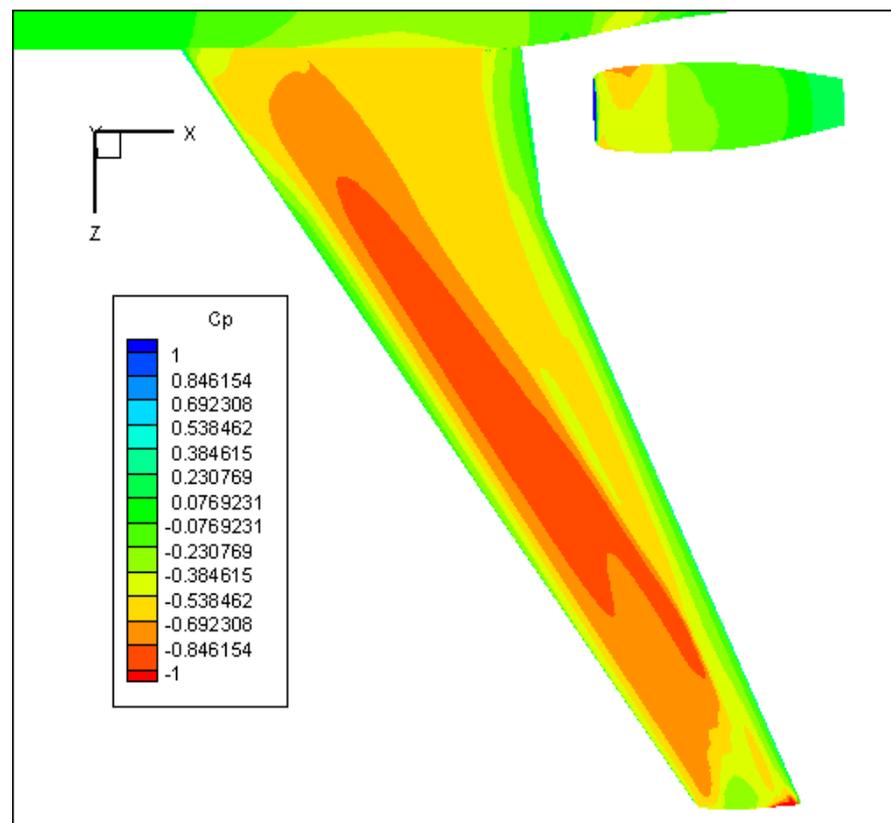
**Оптимальное - 321
counts**

Оптимизация крыла в присутствии фюзеляжа и мотогондолы двигателя

$M=0.84$ $CL=0.50$



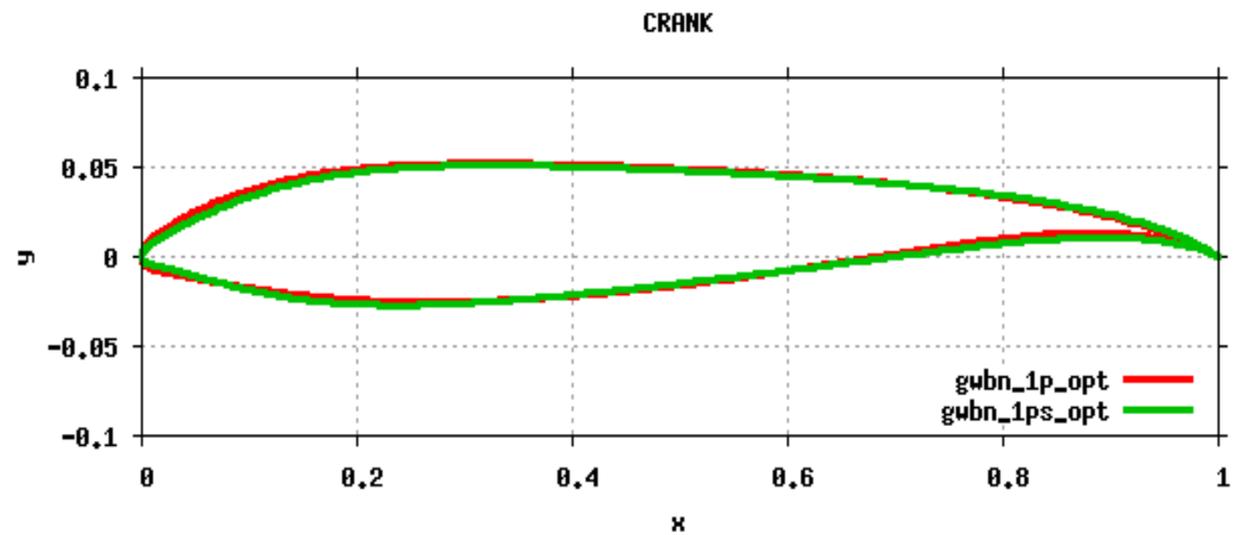
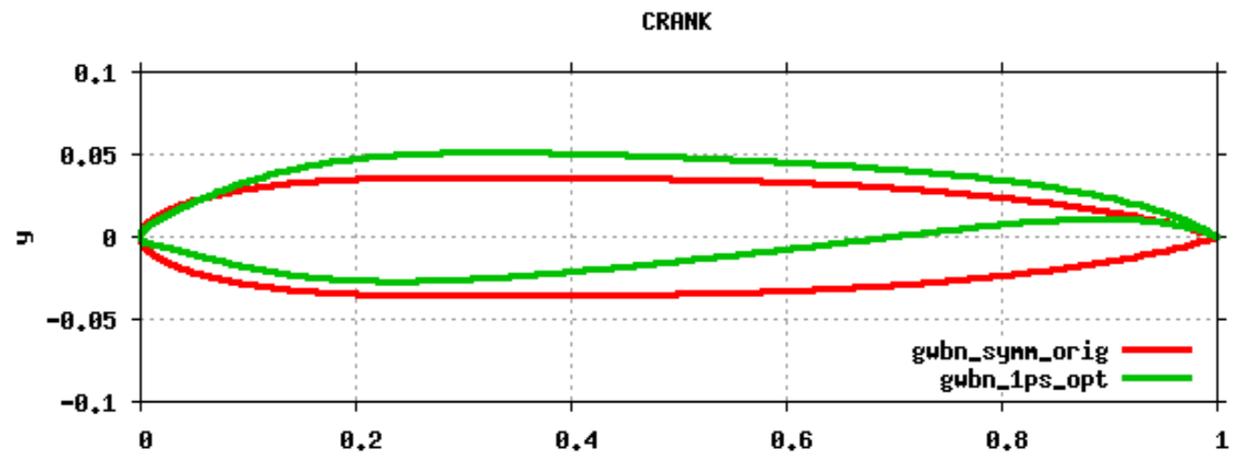
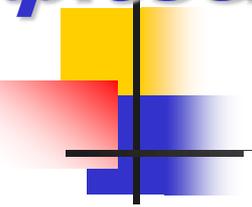
**Начальное
симметричное – 388 с.**



**Оптимальное - 321
counts**

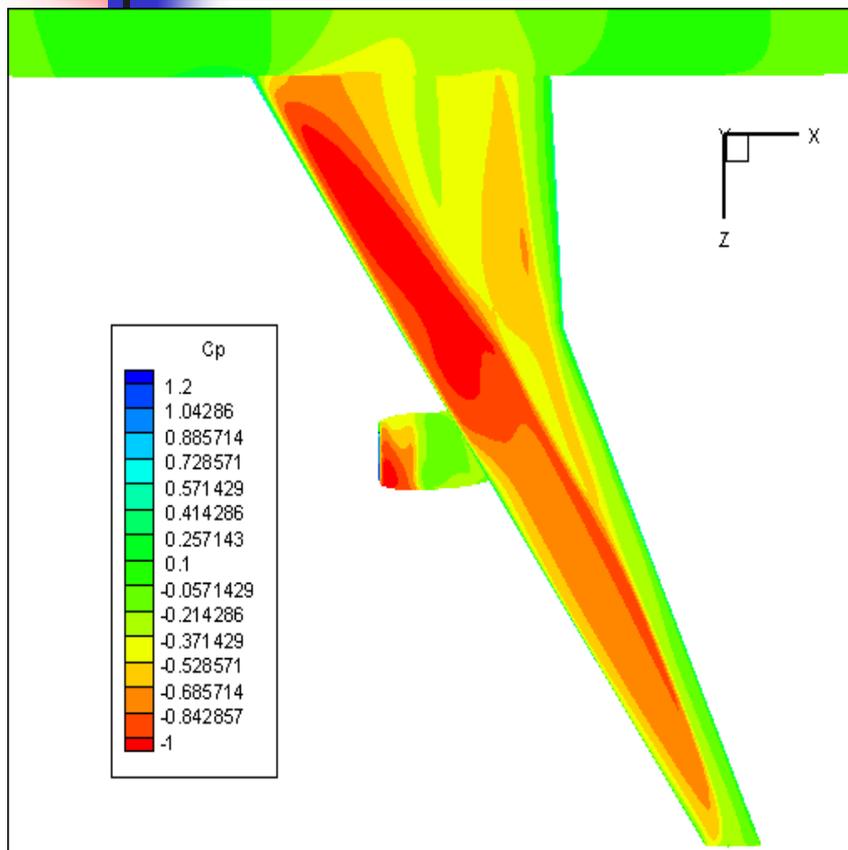
Оптимизация крыла в присутствии фюзеляжа и мотогондолы двигателя

$M=0.84$ $CL=0.50$

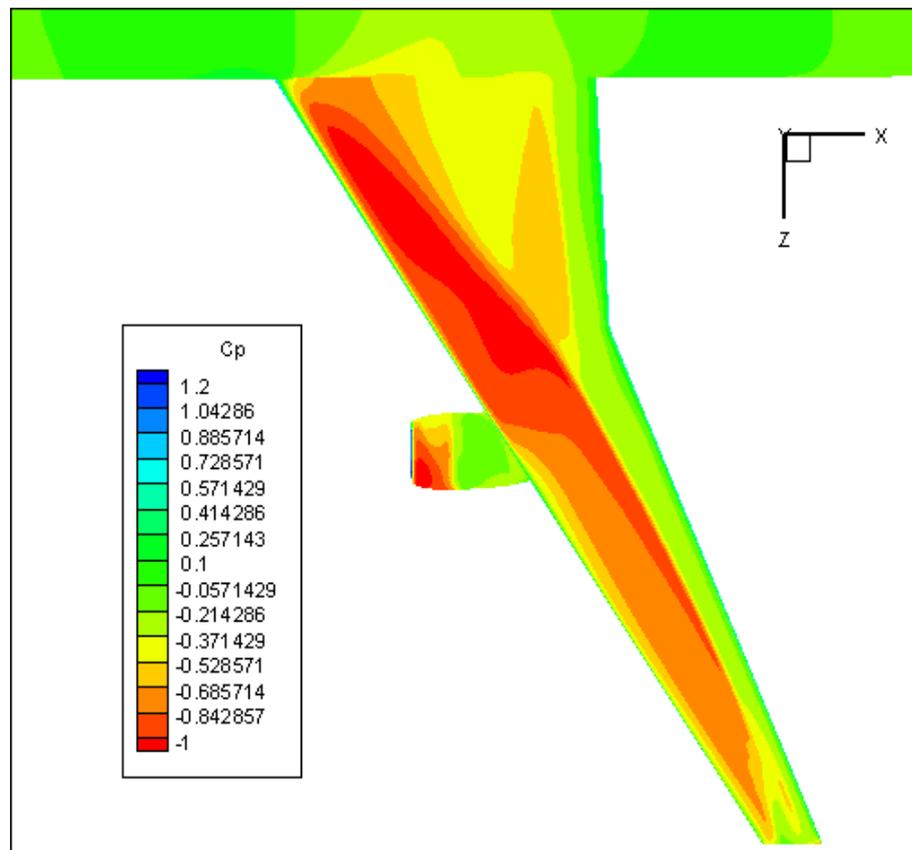


Оптимизация крыла в присутствии фюзеляжа и мотогондолы двигателя

$M=0.845$ $CL=0.575$



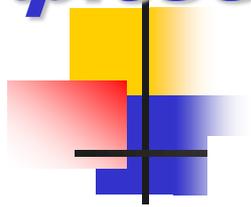
**Начальное - 352
counts**



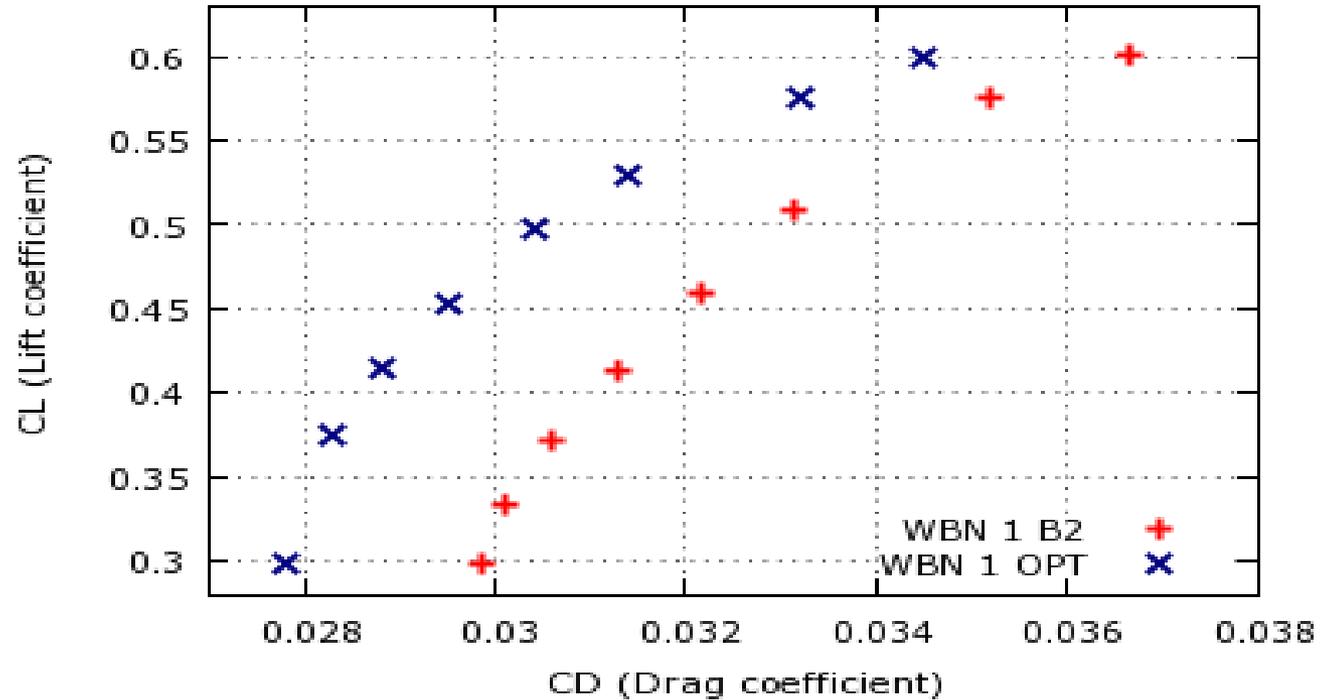
**Оптимальное - 334
counts**

Оптимизация крыла в присутствии фюзеляжа и мотогондолы двигателя

$M=0.845$ $CL=0.575$



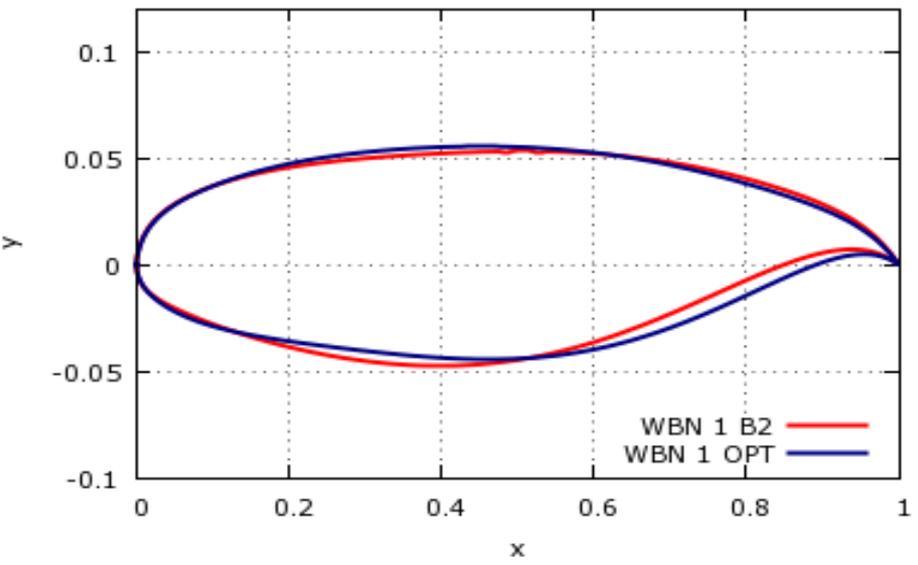
Lift/Drag Polars at Mach=0.845



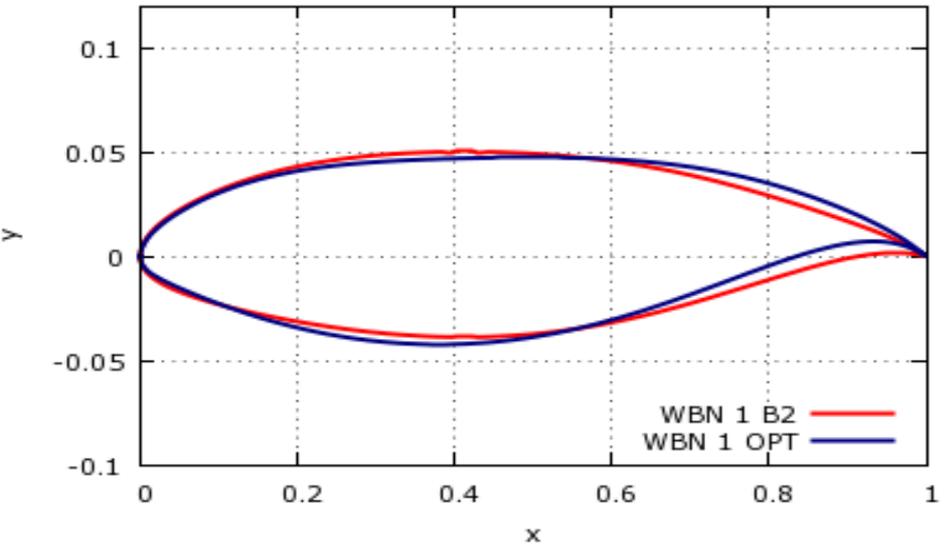
Оптимизация крыла в присутствии фюзеляжа и мотогондолы двигателя

$M=0.845$ $CL=0.575$

Crank airfoil



Tip airfoil



Автоматическое “обнаружение” тенденций в аэродинамическом дизайне

Суперкритические профили

- ❖ Этот эффект был открыт 60 лет назад .
Практический дизайн таких профилей
особенно сложен для трехмерных крыльев,
где они должны быть скомбинированы с
обычными профилями
- ❖ Аэродинамический дизайн изначально
симметричного крыла, произведённый
OPTIMENGA_AERO, автоматически находит
суперкритическую форму для корневого
профиля для трансзвуковых режимов

Основные преимущества по сравнению с другими методами

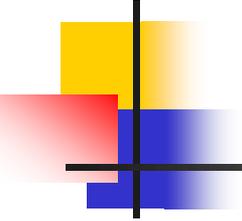
- ❖ Высокая точность***
- ❖ Гарантия глобального характера оптимального дизайна***
- ❖ Применимость к аэродинамическим конфигурациям со значительно более высоким уровнем геометрической сложности***
- ❖ Очень высокий уровень надежности в широком диапазоне условий дизайна***
- ❖ Возможность учета произвольного числа как геометрических так и аэродинамических ограничений***
- ❖ Средство дизайна работает полностью в автоматическом режиме. Не требует какой-либо настройки и специальной квалификации пользователя***
- ❖ Очень малое время расчета – одноточечная оптимизация крыла за 6-8 часов***

Требования к вычислительным ресурсам

- **Компьютерный кластер в 300-400 вычислительных ядер на базе процессоров Intel**
- **Операционная система LINUX**
- **Сеть со скоростью 1 Gbps или выше**

Аэродинамическое проектирование в промышленности на основе новой ТЕХНОЛОГИИ

- ❖ **Требование к оборудованию: вычислительный кластер на 300-400 вычислительных ядер**
- ❖ **Требование к коллективу: руководитель проекта с опытом аэродинамического проектирования и 3-4 инженера со средним уровнем экспертиза в прикладной аэродинамике и базовыми навыками работы с компьютером**
- ❖ **Полный цикл проектирование на основе OPTIMENGA-AERO требует около 2 недель**
- ❖ **Новая технология позволяет снизить число таких циклов до 2-3**



Выводы

- Новое точное, надежное и вычислительно эффективное средство аэродинамического дизайна, предназначенное для многоточечной оптимизации крыла, доступно для пользователей
- Данный продукт позволяет осуществить прорыв в технологии промышленного аэродинамического дизайна и является важным элементом в модернизации авиационной промышленности в целом
- Новая технология позволяет улучшить качество дизайна, значительно сократить время дизайна и одновременно существенно снизить материальные и трудовые затраты.