

# Оптимальное профилирование транс-звуковых аэродинамических профилей на основе решений полных уравнений Навье-Стокса.

Пейгин С.В., Степанов К.А., Тимченко С.В.

ООО «ОПТИМЕНГА-777»,

Национальный исследовательский  
Томский государственный университет

- В работе описывается новый технологический подход к аэродинамическому проектированию, в основе которого лежат средства автоматического оптимального дизайна. Данный подход должен обеспечить разработку конфигураций, обладающих минимальным сопротивлением при крейсерских условиях полета и отвечающей всем необходимым геометрическим и аэродинамическим ограничениям, увеличение полезной загрузки и достижение хороших аэродинамических параметров в широком диапазоне условий полета.

- Целью оптимизации является снижение полного сопротивления крыла в заданных аэродинамических условиях (которые включают коэффициент подъемной силы, а также числа Маха и Рейнольдса набегающего потока). На оптимальное решение может быть наложено значительное число ограничений. Допускаются аэродинамические ограничения (такие, как ограничение на момент тангажа) и геометрические ограничения (например, ограничения на толщину профилей, величину радиуса передней кромки крыла и т.д.).

# Аэродинамические ограничения:

- заданный постоянный коэффициент подъёмной силы  $C_L$
- максимально допустимый момент тангажа  $C_M$ .

# Геометрические ограничения

- относительная толщина сечения крыла  $(t/c)_i$
- радиус кривизны передней кромки сечения крыла  $(R_L)_i$
- угол задней кромки сечения крыла  $(\alpha_T)_i$
- локальные толщины сечения крыла  $(y/t)_{ij}$

# 3 ЭТАПА ОПТИМИЗАЦИИ

- Проведение одноточечной оптимизации с начальной (стартовой) геометрией, поставленной заказчиком (базового крыла) без учёта ограничения на момент тангажа.
- Проведение одноточечной оптимизации с начальной (стартовой) геометрией, поставленной заказчиком (базового крыла) с учётом ограничения на момент тангажа.
- Проведение трёхточечной оптимизации с той же начальной геометрией.

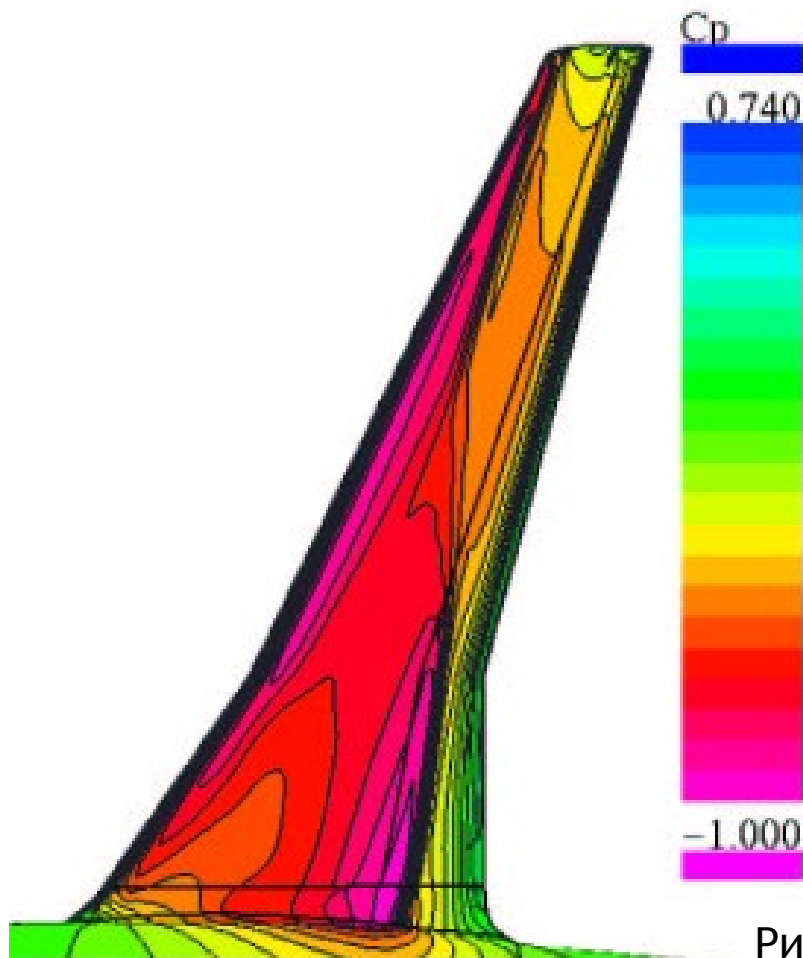


Рисунок 1. Типовой среднемагистральный самолет. Распределение давления на верхней поверхности крыла для  $M = 0,80$ ,  $C_L = 0,4$ . Оригинальная конфигурация.

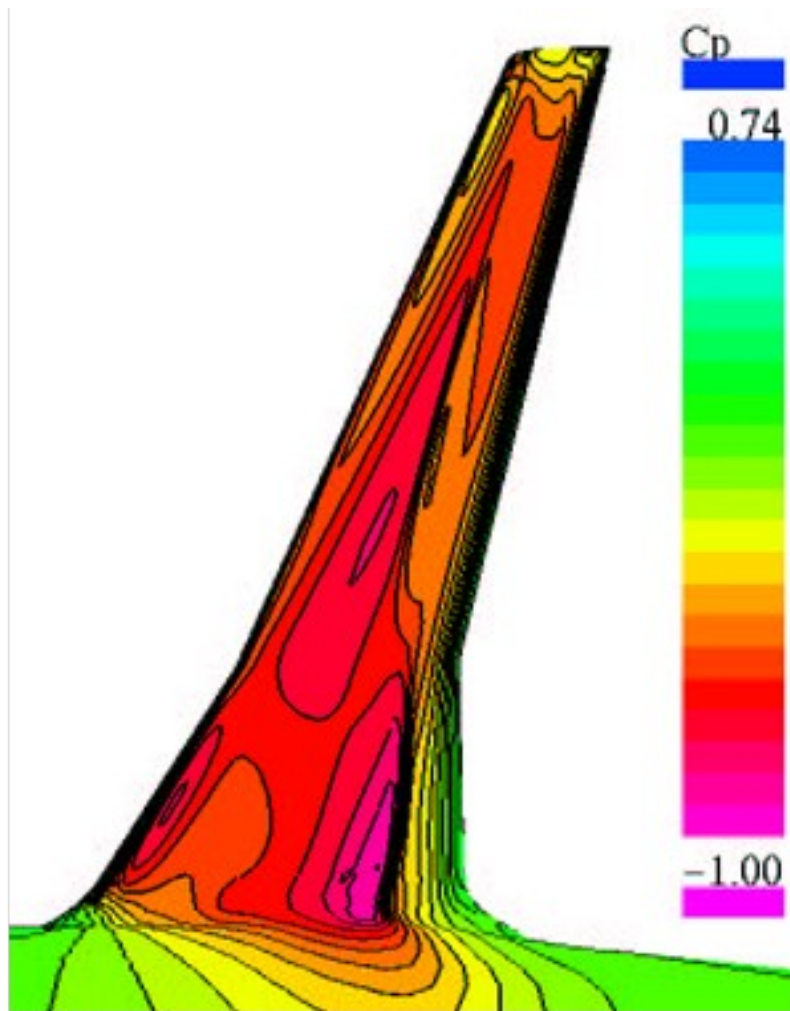


Рисунок 2. Типовой среднемагистральный самолет. Оптимизированная конфигурация *Case\_GBJ\_2*. Распределение давления на верхней поверхности крыла для  $M = 0,80$ ,  $C_L = 0,4$ .



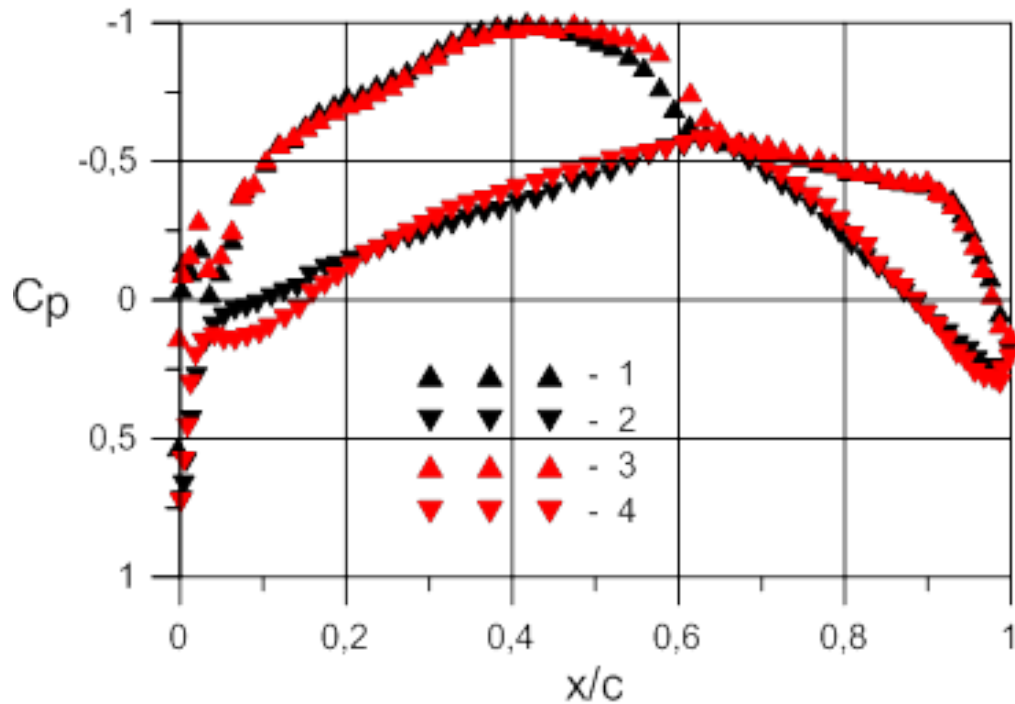


Рисунок 3. Типовой среднемагистральный самолет. Распределения  $C_p$  вдоль хорды крыла при  $M = 0,80$ ,  $C_L = 0,4$  при  $2y/b = 0,135$ . Оптимизированные конфигурации *Var\_1* (линии 1,2) и *Var\_3* (линии 3,4). Верхняя поверхность крыла - линии 1,3, нижняя поверхность крыла - линии 2,4.

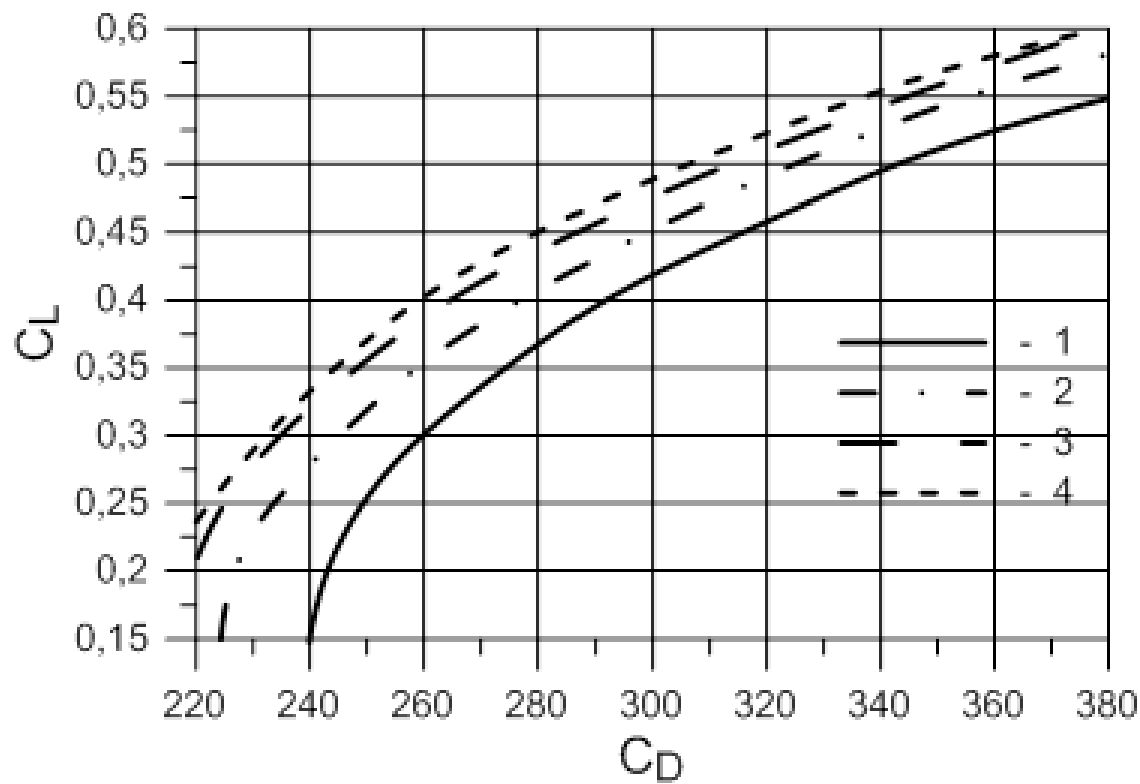


Рисунок 4. Типовой среднемагистральный самолет. Поляры коэффициента сопротивления при  $M = 0.80$ . Линии 1, 2, 3, 4 - исходная конфигурация и оптимизированные конфигурации *Case\_GBJ\_5*, *Var\_1* и *Var\_4*.

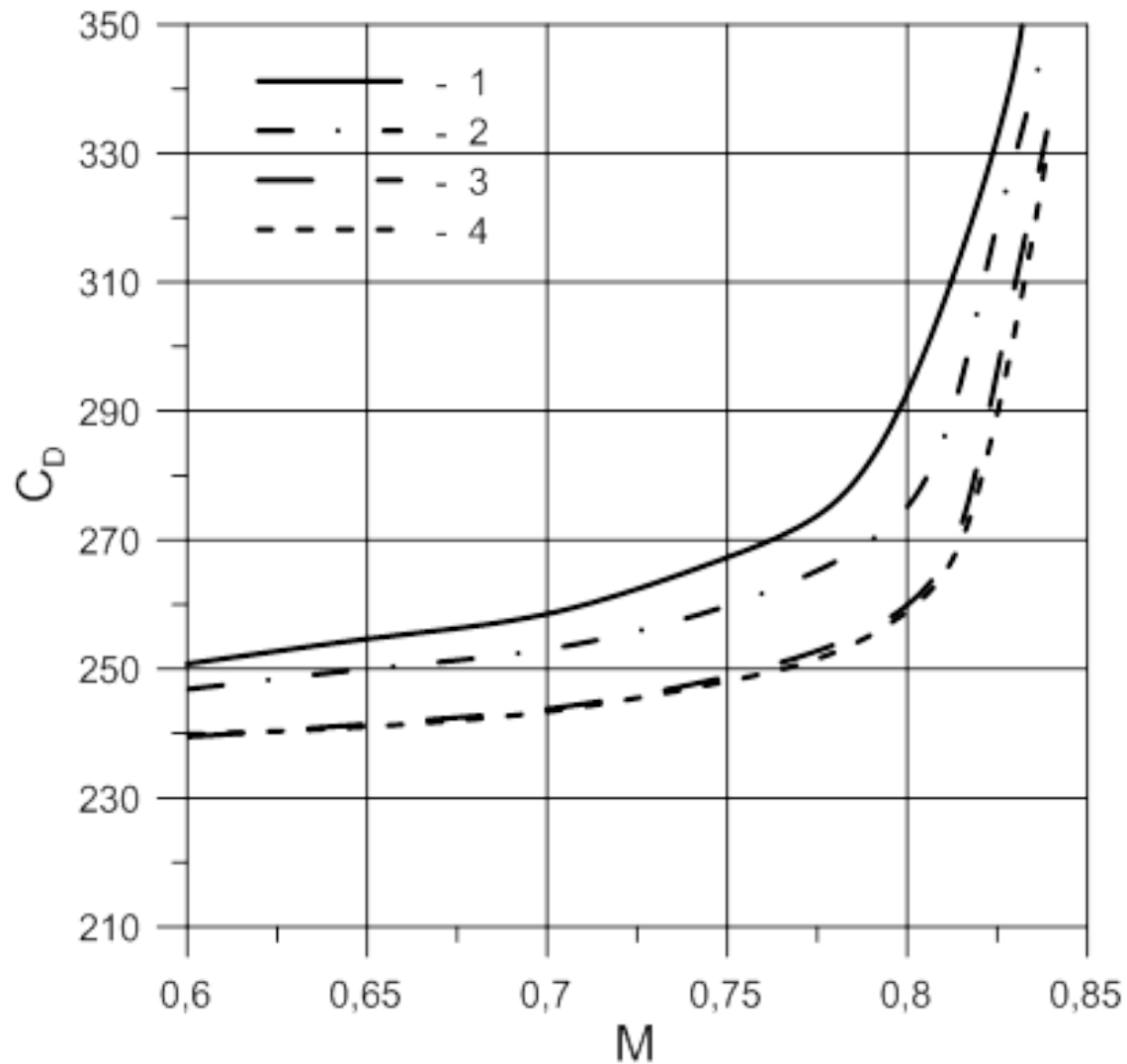


Рисунок 5. Типовой среднемагистральный самолет. Расходимость коэффициента сопротивления с ростом числа Маха при  $C_L = 0,40$ . Линии 1, 2, 3, 4 - исходная конфигурация и оптимизированные конфигурации *Case\_GBJ\_2*, *Var\_2* и *Var\_4*.