

## Тестовый расчет обтекания крыла ONERA M6 в расчетном пакете Fluid Numerical Instruments (FNI)

Цель работы:

- сравнение расчетных результатов, полученных в пакете FNI, с результатами экспериментальных исследований института AGARD;
- сравнение расчетных результатов, полученных в пакете FNI, с результатами расчетов, проведенных с использованием CFD кода Wind-US (<http://www.grc.nasa.gov/WWW/winddocs/>).

Расчетная сетка и постановка задачи получены с интернет ресурса NPARC Alliance Validation Archive (<http://www.grc.nasa.gov/WWW/wind/valid/m6wing/m6wing.html>).

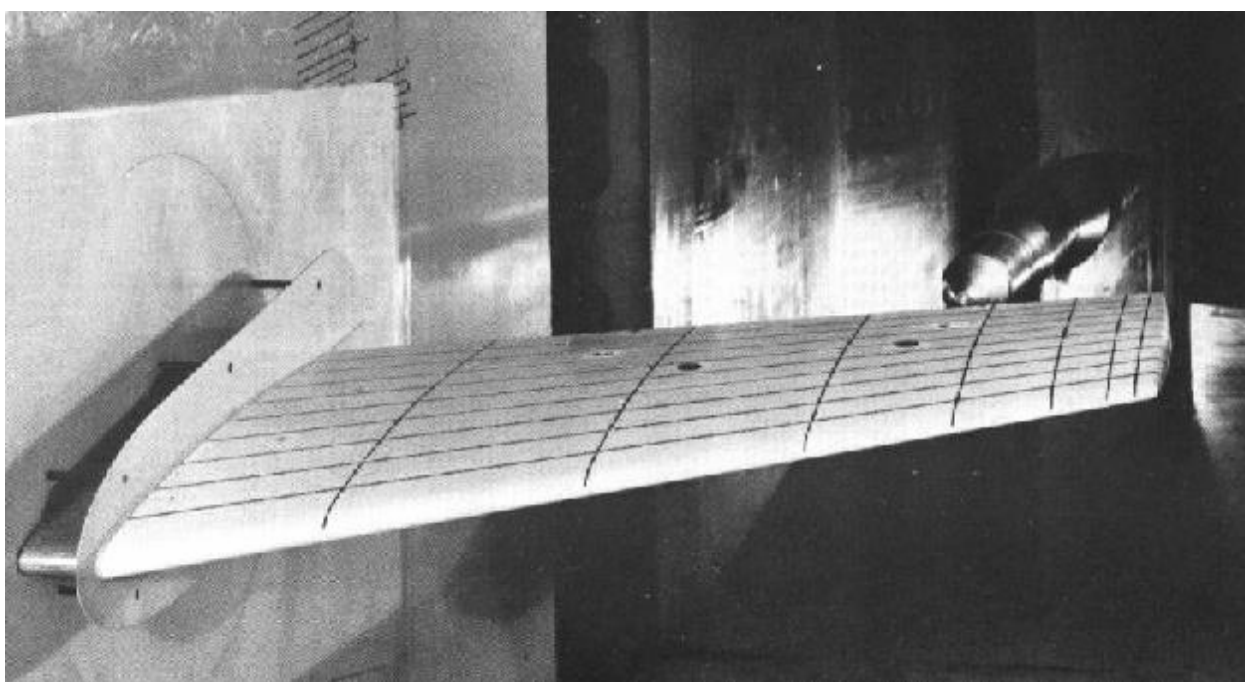


Рис.1. Крыло ONERA M6.

Число M	Число Re	Угол атаки, (град)
0.8395	11.72E+06	3.06

FIGURE B1-1

SWEPT WING M6

Aspect ratio  $A = 3.8$

Taper ratio  $\lambda = 0.56$

Sweep angle  $\Lambda_{25\%} = 26.7^\circ$

ROWS OF PRESSURE TAPS

N°	y/b	upper	under
1	0.20	23	11
2*	0.44	23	11
3	0.65	23	11
4	0.80	23	11
5	0.90	31	14
6	0.95	31	14
7	0.99	31	14

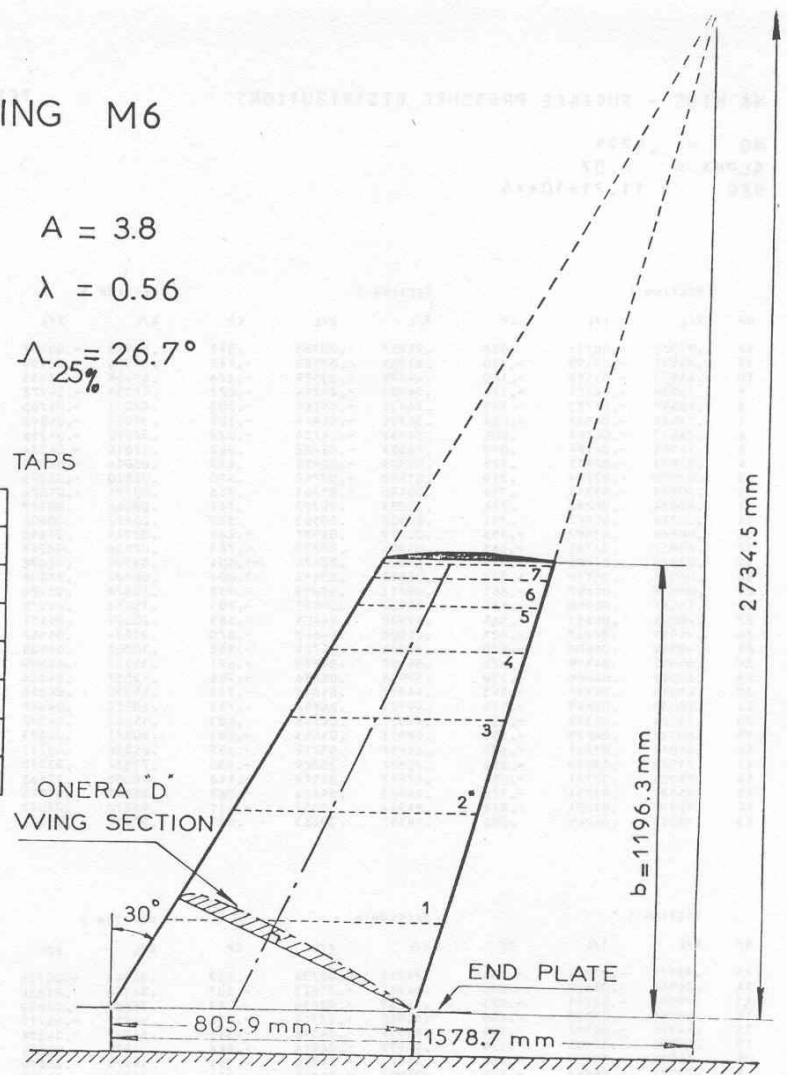


Рис.2. Геометрия крыла ONERA M6.

## Результаты расчета

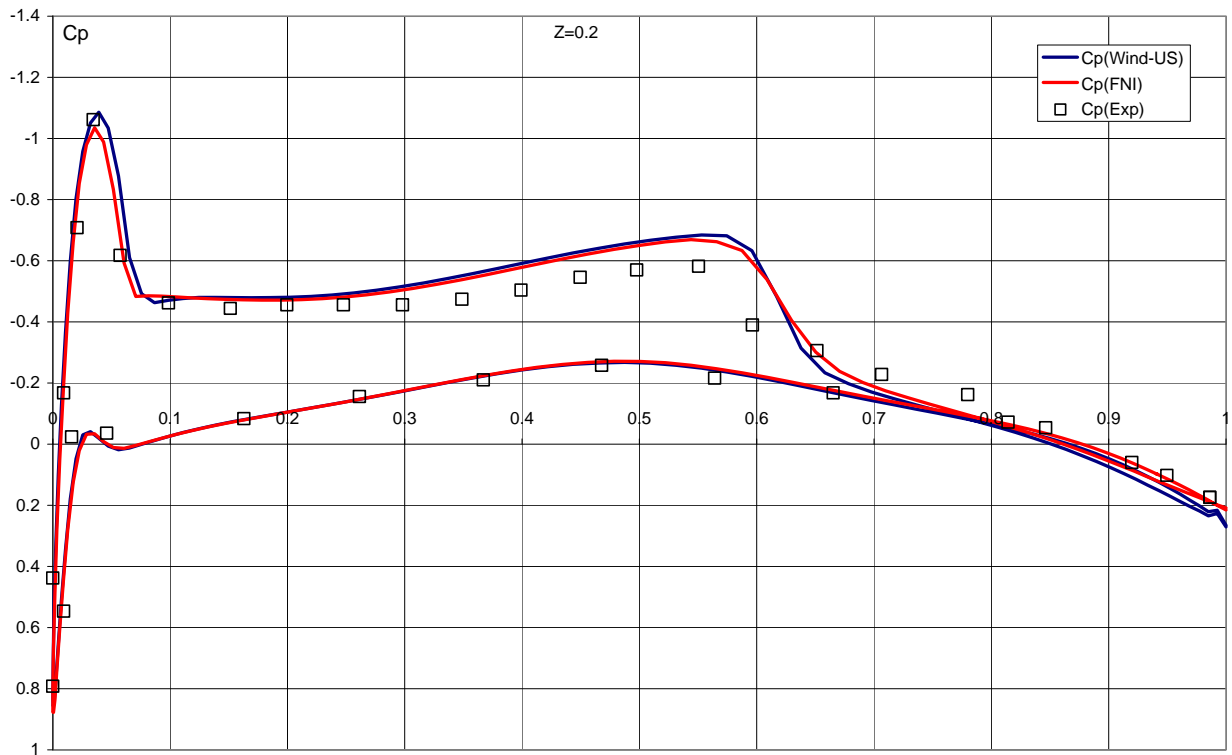


Рис.3. Распределения коэффициента давления в сечении крыла ( $Z_{отн}=0.2$ ).

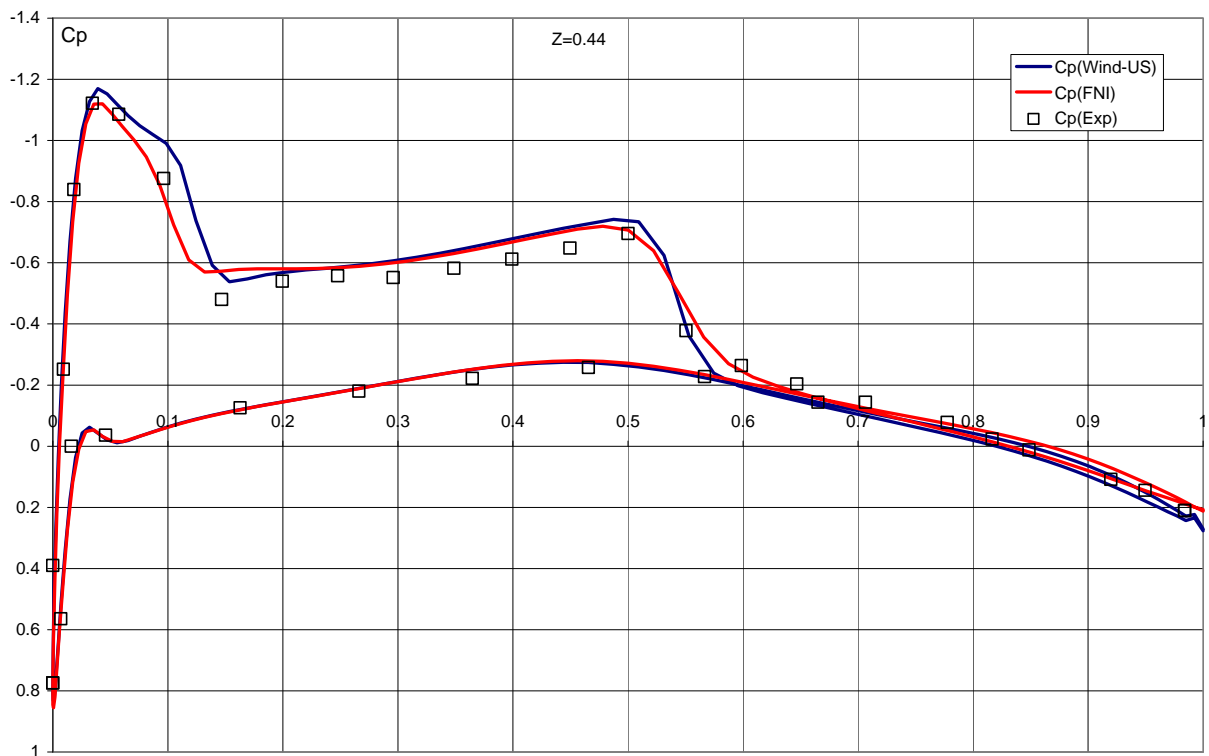


Рис.4. Распределения коэффициента давления в сечении крыла ( $Z_{отн}=0.44$ ).

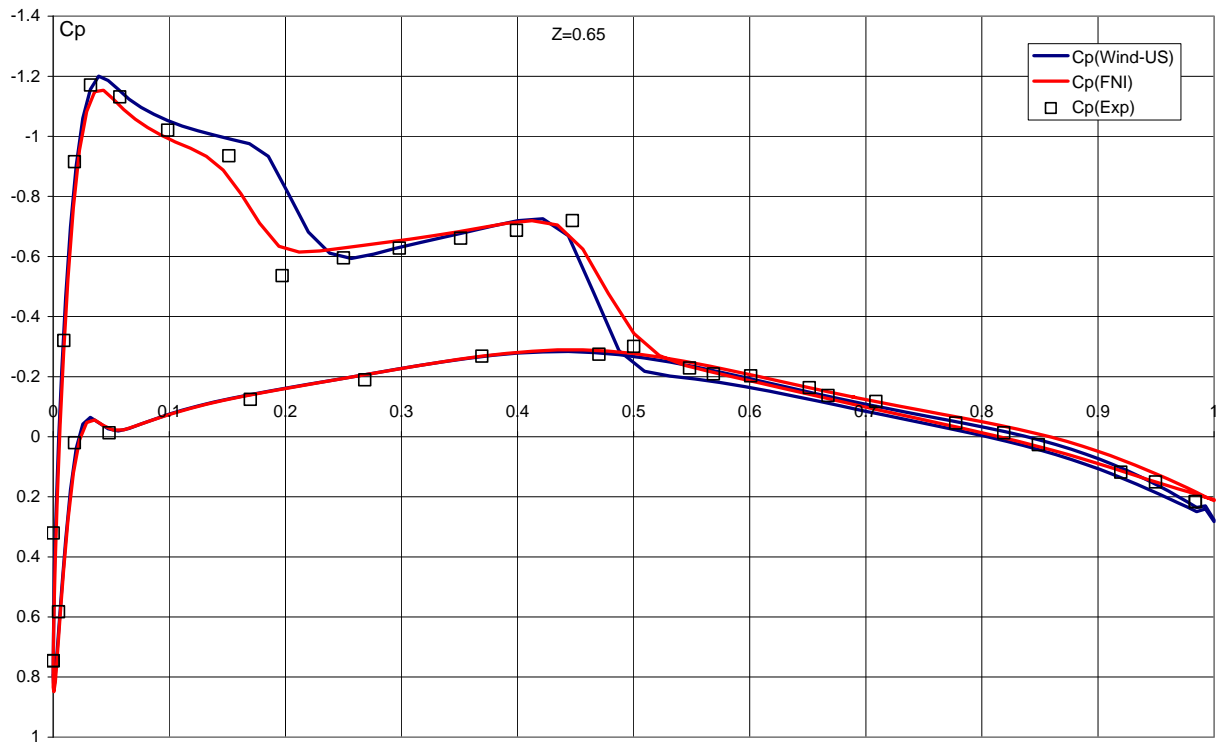


Рис.5. Распределения коэффициента давления в сечении крыла ( $Z_{отн}=0.65$ ).

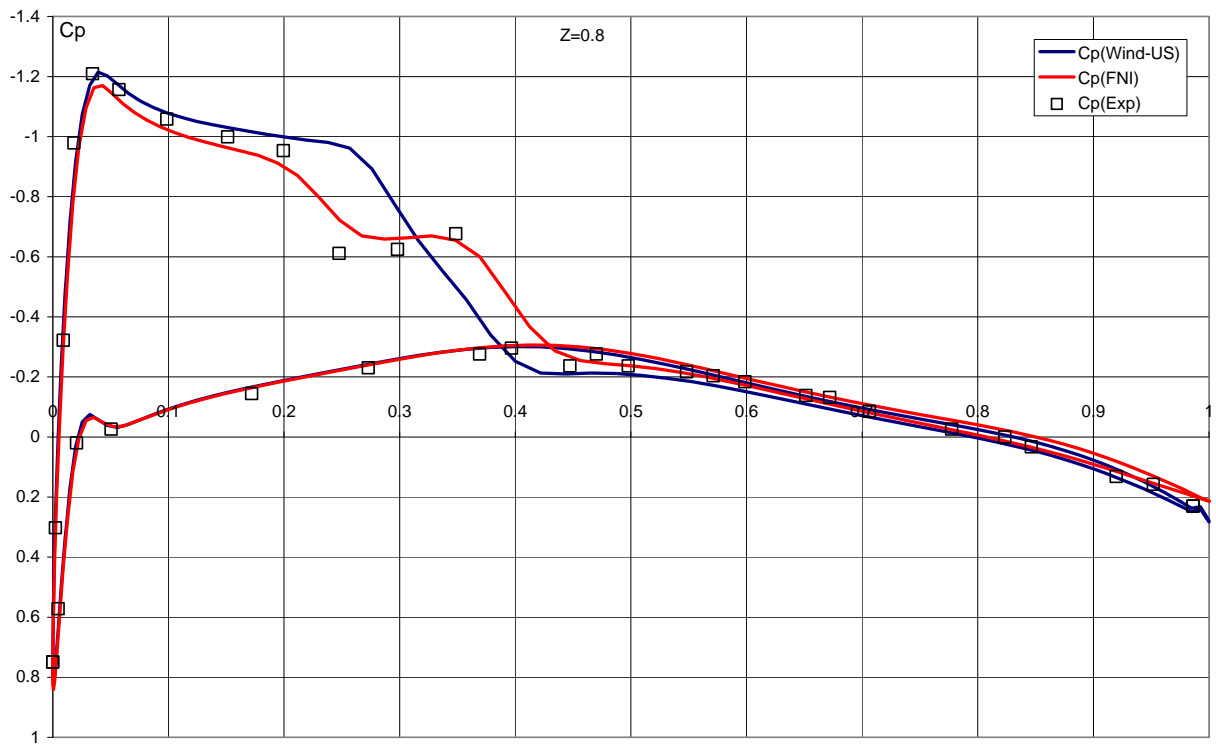


Рис.6. Распределения коэффициента давления в сечении крыла ( $Z_{отн}=0.8$ ).