

CFD 방법에 의한 초음속 비행체 Nose 의 최소항력 형상 설계

CFD Optimization of Supersonic Minimum Drag Forebody

○ 오승민¹⁾, 윤성준²⁾
○ Oh, Seung Min¹⁾, Yoon, Sung Joon²⁾

Abstract

Numerical optimization technique with Navier-Stokes code has been used to reduce the drag of conventional ogival nose. Forebody optimizations are performed for supersonic laminar and turbulent flow conditions. To alleviate the computing time of aerodynamic drag calculation, axisymmetric boundary condition is implemented in the 3-dimensional Navier-Stokes code. The automated optimization procedure with gradient based method results in a drag reduction of 4 %.

1. 서 론

Newtonian impact 이론에 따르면 고속으로 비행하는 물체 표면 각 지점의 압력계수는 그 지점의 길이 방향 표면기울기 만으로 나타낼 수 있다. 최소항력을 갖는 축대칭 Ogive 형상에 관한 연구는 이와 같이 표면의 압력분포가 표면의 기울기나 자유류 Mach수의 함수 등으로 비교적 간단히 나타낼 수 있는 극초음속 비행영역을 중심으로 이미 오래전 부터 많은 연구가 수행되어져 왔다. 이 분야의 연구는 최근의 고속비행체에 대한 연구의 진행으로 다시 중요한 문제로 대두되고 있다[1].

Eggers 등[2]은 Newtonian impact 이론과 여기에 원심력 효과를 보정한 Modified impact 이론을 적용한 최적화문제를 변분법을 이용한 이론해석방법으로 최소항력을 갖는 형상을 구하고 이를 풍동실험 결과와 비교하였다. Fink[3]는 역시 impact 이론이 적용되는 극초음속 영역에서 여러 경우의 구속조건들에 대해 축대칭 세장형 물체의 최소항력형상에 관한 결과들을 정리하였다. 이와는 달리 Dulikravich 등은 동체단면적에 대한 여러가지 형상함수(shape function)들을 도입함으로써 극초음속 물체의 다양한 가능성을 제시하였는데 물체의 각 단면형상을 super-elliptic Lamé 함수로 가정[4]하거나 least squares Fourier series curve fitting으로 표현한 경우[5] 등에 Modified Newtonian 이론을 적용하여 여러가지 특이한 최소항력 형상들을 보여 주었다.

이상의 연구들에서 공력해석은 기존의 고전적인 이론해석 방법이 적용되었는데 최근 CFD 기법의 급속한 발달로 인하여 CFD는 해석뿐만 아니라 공력설계에서도 활발히 이용되고 있다. CFD를 적용한 최소항력 물체에 대한 연구로서는 Lee 등이 물체 형상을 멱급수(power series)로 가정하여 축대칭 PNS(parabolized Navier-Stokes) 해석 Code로 최소항력을 갖는 형상의 멱급수 지수를 찾는 연구[6]와 Inverse 방법에 의한 최소항력 형상설계[7] 등을 연구하였다.

최소항력을 갖는 물체의 공력설계를 위한 보다 최근의 연구 경향은 공력해석 방법으로써 고전적인 이론해석보다 정밀하고 여러가지 비선형효과 및 점성효과 등을 고려할 수 있는 CFD에 의한 해석을 수행할 뿐만 아니라 여기에 최적화 이론을 도입하여 보다 자동화된 설계에 근접하도록 하는 두가지 관점에서 연구가 진행되고 있다. Cheung 등[8]은 Slender body 이론에 의한 Haack-Adams body에 Fourier sine 급수로 표현되는 형상함수의 고차항 계수들을 설계변수로 포함시킴으로써 기존 형상에 자유도를 주어 항력감소 효과를 볼 수 있었다. 이때의 해석은 3차원 PNS Code를 이용하여 Euler 및 laminar 점성류로 수행되었다.

Aly 등[9]은 Haack-Adams body 등의 기존의 잘 알려진 4 가지 기본형상들의 선형결합(linear combination)으로 새로운 형상을 정의하여 이때의 계수들을 설계변수로 하였고, Stochastic 최적화 이론의 한 분야인 Simulated Annealing(SA) 최적화 기법을 도입하여 기존의 Gradient 기반

1) 국방과학연구소 연구원 (305-600, 대전시 유성우체국 사서함 35-4호 4-3-1, Tel: 042-821-2446).

2) 국방과학연구소 책임연구원 (305-600, 대전시 유성우체국 사서함 35-4호 4-3-1, Tel: 042-821-4474).

의 방법과 최적화 과정을 비교하였다.

Aly 등[9]은 Haack-Adams body 등의 기존의 잘 알려진 4 가지 기본형상들의 선형결합(linear combination)으로 새로운 형상을 정의하여 이때의 계수들을 설계변수로 하였고, Stochastic 최적화 이론의 한 분야인 Simulated Annealing(SA) 최적화 기법을 도입하여 기존의 Gradient 기반의 방법과 최적화 과정을 비교하였다.

본 연구의 목적은 초음속으로 비행하는 유도비행체의 Nose 형상으로 많이 사용되고 있는 Karman Ogive를, 실제적인 적용가능성을 높이기 위하여 내부 공간의 크기는 유지한채 형상변경에 의하여 보다 작은 항력을 갖는 Nose의 설계에 있다. Karman ogive가 Slender body 이론에 의해 설계된 점을 고려하면 Slender body 이론보다 더 정확한 Navier-Stokes code를 이용하면 Karman 형상보다 항력이 더 작은 형상의 설계도 가능하리라 판단된다.

2. 최적화 문제

최근 급속한 컴퓨터의 발전 추세에 힘입어 비행체의 공력형상 설계분야에도 획기적인 발전가능성이 제시되었다. 응용수학의 한 분야로서 활발하게 연구되어지고 있던 최적화(Optimization) 이론의 공력설계분야 적용이 바로 그것이다.[10,11]

설계 최적화라 함은, 설계관점을 대표할 만한 어떤 지표(성능 지수 : Performance index, 목적함수 : Objective function)를 최적화(최소화 : Minimization, 최대화 : Maximization)하도록, 주어진 어떤 조건들(구속 조건 : Constraints)을 위반하지 않는 범위내에서 설계변수들(design variables)의 최적값을 찾아가는 설계과정이다. 컴퓨터를 이용한 최적설계를 함으로써, 종래의 주로 직감과 경험에 의존해 막연히 하던 설계를 벗어나 보다 체계적이고 효율적인 설계절차를 마련하고, 또한 수작업에 의한 인간의 지루한 반복작업을 줄여 보다 창의적인 면에 시간을 할애할 수 있게끔 해준다. 따라서 새로운 시스템의 개발 및 기존 시스템을 개량하는데 그 기간을 훨씬 단축시켜 주어 최근의 급속한 시스템 발전속도에도 능동적으로 대처할 수 있게끔 해준다.

2.1 최적화 이론[12]

구속조건이 있는 일반적인 비선형 최적화문제를 해결하기 위한 방법은 크게 두가지로 나눌 수 있는데, 최적설계점을 향한 방향설정시 구속조건들을 직접적으로 고려해 그 방향이 구속조건들을 위반하지 않도록 방향벡터를 적절히 선택해 최적화 과정을 수행하는 직접방법(Direct Method)과, 구속조건들을 목적함수에 포함하는 의사목적함수(pseudo-objective function)를 도입하여 구속조건없는 문제로 변환한 후 최적점을 향한 방향설정시 구속조건없는 문제에 적용될 수 있는 기존의 수많은 알고리즘중 하나로 방향벡터를 선택하여 문제를 해결하는 SUMT(Sequential Unconstrained Minimization Techniques)라 불리는 간접해법이 있다.

본 연구에서의 최적화 문제는 후자의 방법을 이용하여 다음과 같은 의사목적함수를 갖는 SUMT 최적화 문제로 표현할 수 있다.

$$\text{Minimize } C_{x\text{total}} + \sum_{j=1}^m W_j * [\max\{0, g_j(X)\}]^2 \quad (1)$$

즉, 구속조건을 위반하는 경우($g_j(X) > 0$)에는 큰 값을 가진 weighting factor, W_j 에 의해 구속조건 위반량이 적당히 강조되어 구속조건을 만족하는 방향으로 최적화가 진행되고, 반대로 구속조건을 만족하는 경우($g_j(X) \leq 0$)에는 두번째 항이 0이 되어 최소항력을 갖는 형상을 구하는 최적화 문제로 되어 주어진 구속조건들을 만족하면서 최소항력을 갖도록 하는 형상이 설계된다. 이때 최적점을 향한 방향벡터의 결정은 quasi-Newton 방법의 일종인 BFGS(Broyden-Fletcher-Goldfarb-Shanno) 알고리즘을 이용하고 그 방향으로의 최적 scalar 량을 결정하는 1차원 최적화 문제는 Cubic polynomial fitting 방법을 사용하였다.

2.2 최적화 Formulation

CFD를 이용한 본 공력설계 최적화 문제와 같이 목적함수 값을 구하기 위한 해석계산에 소요

되는 시간이 상당한 최적화 문제에서는 적당한 시간내에 수렴성을 보장하면서 실질적인 설계 성능의 향상을 얻기 위해서는 설계변수, 구속조건 등의 적절한 선택으로 효율적인 최적화 문제를 구성하는 것이 필수적이다.

공력설계 최적화의 문제구성은 대개 3가지 정도의 방법으로 나뉘는데 첫번째가 본 연구에서의 길이 방향 각 지점의 반경 등과 같이 형상변수를 그대로 설계변수로 사용하는 방법인데 airfoil 이나 ogive 등에서 대개의 경우 설계변수 갯수가 너무 많아져 현실적 방법으로서의 가치가 적다. 다음으로 몇 가지 기저가 되는 형상들을 선택하고 이들을 선형결합하여 결합계수들을 만들 설계변수로 설정함으로써[9] 설계변수의 갯수를 줄일 수 있는데 이 방법은 특히 airfoil 형상 최적화 등에 많이 쓰이나 기저 형상들의 독립성 보장 등이 중요한 요소이다. 세 번째 방법으로는 형상을 Fourier 급수나 polynomial spline fitting 등의 형상함수로 표현하고 그 계수들을 설계변수로 사용하여 설계변수 갯수를 줄이면서 효과적으로 형상을 표현하는 방법이다. 특히 세 번째 방법은 전체형상을 그대로 형상함수로 나타내는 방법과 기본형상이 주어지고 여기에 적당히 perturbation된 랑을 형상함수로 표현하여 더하는 방법으로 나뉠 수 있는데 본 연구에서는 기존의 Karman ogive 형상을 향상시키는 것이 목적이므로 Cheung 등[8]에 의한 후자의 방법을 선택하였다.

Slender body 이론에 의하면 일반적인 Ogive 형상의 면적분포와 이 형상의 내부용적 (Volume) 및 Wave drag을 나타내는 식은 다음과 같다[13].

$$S(\phi) = \pi r(\phi)^2 = \frac{\pi l^2}{4} \left\{ b_1 \left(\phi - \frac{\sin 2\phi}{2} \right) - b_2 \frac{4}{3} \sin^3 \phi - \sum_{n=3}^{\infty} (-1)^n b_n \left[\frac{\sin(n-1)\phi}{n-1} - \frac{\sin(n+1)\phi}{n+1} \right] \right\} \quad (2)$$

$$\text{단, } \frac{x}{l} = \frac{1}{2} (1 - \cos \phi)$$

$$V = \frac{\pi^2 l^3}{8} \left(b_1 - \frac{b_2}{2} \right) \quad , \quad \frac{D_w}{Q_0} = \frac{\pi^3 l^2}{4} \sum_{n=1}^{\infty} n b_n^2 \quad (3)$$

식 (2)에서 $b_n=0 (n \geq 3)$ 이며 $b_1 \neq 0, b_2=0$ 인 경우 Karman ogive가 되고, $b_1=0, b_2 \neq 0$ 이면 Sears-Haack body이며, $b_1 \neq 0, b_2 \neq 0$ 이면 Haack-Adams body가 되므로 본 연구에서는 $b_1 \neq 0, b_2=0, b_n \neq 0 (n \geq 3)$ 가정함으로써 Karman ogive의 변화된 형상이 된다.

또한 $S(x=l) = S(\phi=\pi) = \pi r_b^2$ (r_b :기저반경)의 경제조건과 약간의 변수변환을 가하면 식 (2)는 다음과 같이 표현되어 질 수 있다.

$$S(\phi) = \pi r(\phi)^2 = r_b^2 \left\{ \left(\phi - \frac{\sin 2\phi}{2} \right) + \sum_{m=1}^{\infty} x_m \left[\frac{\sin(m+1)\phi}{m+1} - \frac{\sin(m+3)\phi}{m+3} \right] \right\} \quad (4)$$

$$\left(\text{단, } b_1 = \frac{4r_b^2}{\pi l^2}, x_m = (-1)^{m+1} \frac{b_{m+2}}{b_1}, m=1,2,\dots, \infty \right)$$

선형이론인 Slender body 이론에 의하면 길이와 기저반경이 결정되었을 경우 최소항력을 갖는 형상이 $x_m=0 (m \geq 1)$ 이나, 비선형효과를 고려하는 CFD로 해석을 수행할 경우에는 이 계수들이 어떤 값을 갖게 되는 형상이 최소항력을 갖는 형상이 되리라는 근거에서 적당한 갯수의 이 계수들($x_m, m=1,2,\dots,N$)을 설계변수로 선택했다.

구속조건으로서는 Ogive 동체 전구간에서 기울기가 항상 양의 값을 가지도록 하는 조건, 즉

$dS(x)/dx > 0$ 를 사용하였다.

3. 공력해석

3.1 격자생성

최적화 과정중 매 순간 변화된 형상에 대해 자동으로 격자계를 생성하는 루틴은 대수적 방법에 의한 격자형성기법을 적용하였다. 길이 방향은 같은 간격으로 길이의 1 % 간격으로 나누었으며 표면에 수직인 방향으로는 Fig. 1, Fig. 2 에서 볼 수 있는 바와 같이 층류와 난류 경계층 내에 격자가 충분히 들어가도록 표면에 가까울수록 밀집된 형태의 50 구간으로 나누었다. 이때 수직방향의 외부 경계조건은 자유류조건으로써 최적화 전에 미리 충분한 검토후 충격파 외부에 위치하도록 설정하였다.

3.2 CFD 해석

공력해석은 풍상차분 방법[14]을 기반으로 한 PNS(parabolized Navier-Stokes) Code를 이용하여 공간 진행(space marching)으로 항력계수를 구하였다. 점성류 해석의 정확도를 높이기 위하여 공간이산화 과정에서는 Roe의 FDS(Flux difference splitting) 방법을 사용하였다.

점성효과를 고려를 위한 $Re_L = 10^6$ 인 전형적인 층류 흐름으로 가정한 경우와 실제 비행체 크기의 해면고도 조건일때와 유사한 $Re_L = 29.98 \times 10^6$ 일 경우의 난류 흐름으로 가정한 경우 각각에 대하여 최적형상을 구하였다.

특히 길이방향 각 지점의 crossflow 평면에서 원주방향은 축대칭 경계조건 ($\partial/\partial\theta=0$)을 적용함으로써 원주방향으로는 3차원 전체 격자중 한 단편의 부채꼴 모양 격자에 대해서만 계산함으로써 전체유동을 해석할 수 있어 계산시간을 획기적으로 줄일 수 있었다. 이 방법에 의한 해는 3차원 해석해와 비교 검토후 충분한 정확도를 가짐을 확인 하였다.

4. 계산 및 결과 검토

초음속 유도비행체의 Nose 형상으로 많이 사용되고 있는 Karman ogive보다 작은 항력을 갖는 형상을 구하기 위해, 세장비 $l/d=3$ 인 Karman ogive를 초기형상으로 Mach 2.6, 받음각 $\alpha=0$ 에서 공간 진행(space marching)하는 PNS Code로 층류 및 난류해석으로 각각 최적화를 수행하였다.

계산을 위해 사용된 장비는 발표 SPEC이 Linpack DP 57 MFLOPS인 125MHZ의 PA-RISC 7100 CPU를 사용하는 HP9000 735/125 기종의 workstation을 사용하였으며, 1 회의 층류유동 계산을 위해 필요한 CPU-time은 약 135초 정도였으며 난류유동 해석을 위해서는 245 초 정도가 소요되었다.

최적화 수행은 6개의 설계변수를 사용하였으며, Fig. 3 및 Fig. 4 에서 볼 수 있는 바와 같이 층류해석 및 난류해석 모두 약 20회 정도의 CFD 해석에서 항력감소의 급격한 변화가 끝나고 이후는 서서히 변화하다가 약 100회의 해석후 주어진 수렴조건을 만족하였다.

층류유동 해석을 이용한 최적화는 $Re_L = 10^6$ 에서 이루어 졌는데 원래의 Karman 형상과 최적화된 형상을 Fig. 5 에 나타내었다. 최적화 결과는 표면마찰항력에서는 큰 변화가 없었으나 Wave Drag에서 약 4 % 이상의 감소를 확인할 수 있었고, 이 계산결과가 최적화 수행조건이 아닌 다른 비행영역에서도 형상 변경으로 인한 설계 향상을 확인하기 위해 원래 형상과 최적화된 형상에 대하여 Off-Design 으로 Mach = 1.8, 2.2, 3.0 각각에 대해 계산한 결과를 추가한 Fig. 7 에서 볼 수 있듯이 전 영역에서 고른 항력감소를 확인할 수 있다.

난류유동 해석은 실물 크기의 해면고도에 해당하는 $Re_L = 29.98 \times 10^6$ 에서 최적화를 수행하였다. 역시 Mach = 1.8, 2.2, 3.0 에서의 Off-Design 계산 결과가 추가된 Fig. 8 를 보면 층류유동 해석 때와 같이 전 영역에서 고른 설계 향상을 확인할 수 있고 형상 변화 경향도 Fig. 6 에서 보는 바와 같이 층류유동 해석때와 유사함을 알 수 있다.

5. 결론

- 기존의 CFD에 의한 공력해석용 프로그램과 최적화 루틴을 결합함으로써 보다 효율적이고 자동화된 설계절차를 구성할 수 있었다.
- Ogive 형태의 공력해석을 위해 공간진행(space marching)하는 PNS Code에 축대칭 경계조건을 적용함으로써 해석에 걸리는 시간을 대폭 줄여 전체 최적화에 소요되는 시간을 현실화시킬 수 있었다.
- Ogive 형상을 표현하기 위해 형상함수를 Fourier sine 급수로 나타내고 설계변수로서 그 계수를 택함으로써 설계변수의 갯수를 줄여 적절한 수렴성을 보장하는 효율적인 최적화 문제를 구성할 수 있었다.
- 초음속영역에서 비행하는 유도비행체의 Nose 형상으로 많이 사용되며 Slender body 이론에 의한 최소항력 형상인 Karman ogive를 비선형 및 점성효과를 고려하는 CFD를 이용하여 해석함으로써 Wave drag에서 약 4 % 정도의 항력 감소효과를 나타내는 조금 변화된 새로운 형상을 구할 수 있었다.
- 층류유동으로 해석한 경우와 난류유동으로 해석한 두 경우 모두 수렴특성 및 최적형상 변화 경향에서 유사함을 보였고 항력감소를 위한 설계항상을 얻을 수 있었다.

참고문헌

- [1] Harris, R., "On the Threshold - The Outlook for Supersonic and Hypersonic Aircraft," AIAA Paper 89-2071, August 1989.
- [2] Eggers, A. J., Jr, Resnikoff, M. M., and Dennis, D. D., "Bodies of Revolution having Minimum Drag at High Supersonic Airspeeds," NACA Report 1306, 1957.
- [3] Fink, M. R., "Hypersonic Minimum-Drag Slender Bodies of Revolution," AIAA Journal, Vol. 4, No. 10, 1966, pp. 1717-1724.
- [4] Dulikravich, G. S. and Buss, R. N., "Aerodynamic Shape Optimization of Hypersonic Missiles," AIAA Paper 90-3073, June 1990.
- [5] Dulikravich, G. S. and Sheffer, S. G., "Aerodynamic Shape Optimization of Arbitrary Hypersonic Vehicles," Proceedings of the 3rd International Conference on Inverse Design Concepts and Optimization in Engineering Sciences (ICIDES-III), edited by G. S. Dulikravich, Washington, DC, Oct. 23-25, 1991, pp. 347-358.
- [6] Mason, W. H. and Lee, J., "On Optimal Supersonic/Hypersonic Bodies," AIAA Paper 90-3072, Aug. 1990.
- [7] Lee, J. and Mason, W. H., "Development of an Efficient Inverse Method for Supersonic and Hypersonic Body Design," AIAA Paper 91-0395, Jan. 1991.
- [8] Cheung, S., Aaronson, P., and Edwards, T., "CFD Optimization of a Theoretical Minimum-Drag Body," Journal of Aircraft, Vol. 32, No. 1, 1995, pp. 193-198.
- [9] Aly, S., Marconi, F., Ogot, M., Pelz, R. and Siclari, M., "Stochastic Optimization Applied to CFD Shape Design," AIAA Paper 95-1647, June 1995.
- [10] Ashley, H., "On Making Things the Best - Aeronautical Uses of Optimization," Journal of Aircraft, Vol. 19, No. 1, 1982, pp. 5-28.
- [11] Dulikravich, G. S., "Aerodynamic Shape Design and Optimization: Status and Trends," Journal of Aircraft, Vol. 29, No. 6, 1992, pp. 1020-1026.
- [12] Vanderplaats, G. N., Numerical Optimization Techniques for Engineering Design, McGraw-Hill Book Company, New York, 1984.
- [13] Nielsen, J. N., Missile Aerodynamics, McGraw-Hill Book Company, New York, 1960.
- [14] Thomas, J. L., van Leer, B., and Walters, R. W., "Implicit Flux-Splitting Schemes for the Euler Equations," AIAA Paper 85-1680, July 1985.

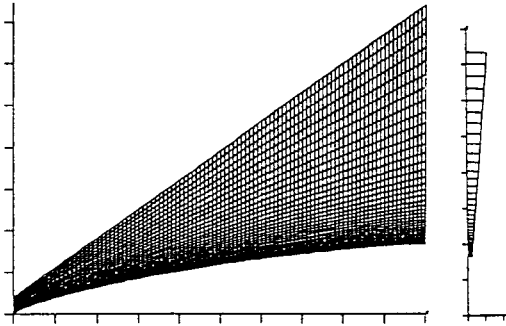


Fig. 1 Typical laminar flow grid

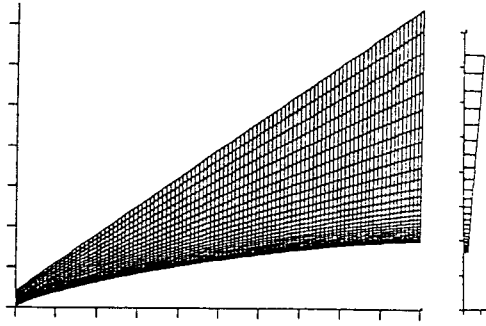


Fig. 2 Typical turbulent flow grid

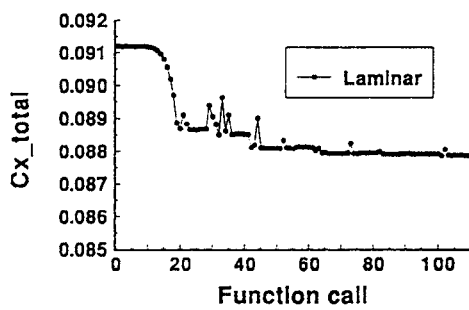


Fig. 3 Laminar optimization of C_x
($l/d=3, M=2.6, Re_L=10^6$)

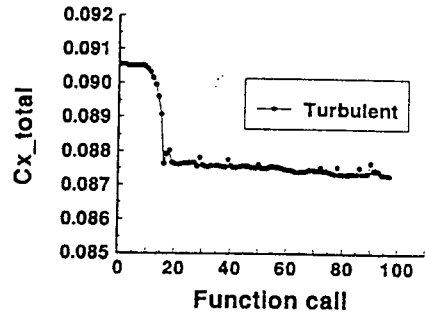


Fig. 4 Turbulent optimization of C_x
($l/d=3, M=2.6, Re_L=29.98 \times 10^6$)

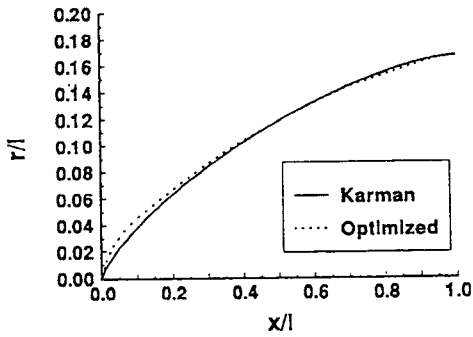


Fig. 5 Shape comparison (laminar)

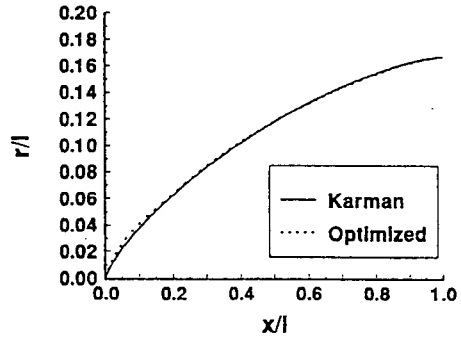


Fig. 6 Shape comparison (turbulent)

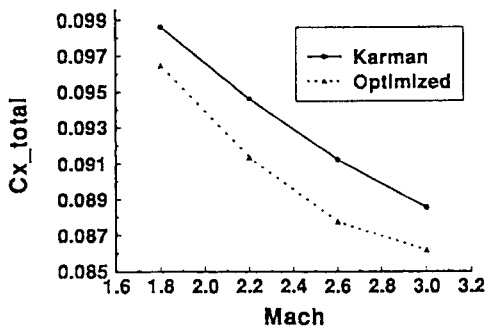


Fig. 7 Laminar off-design
($l/d=3, Re_L=10^6$)

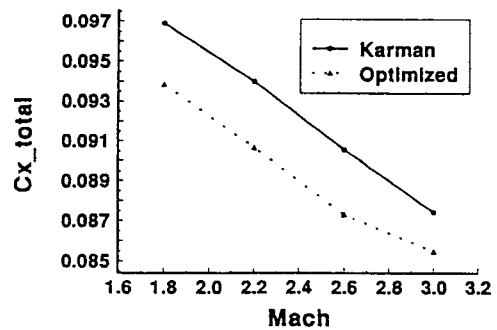


Fig. 8 Turbulent off-design
($l/d=3, Re_L=29.98 \times 10^6$)