

비장착 엔진/나셀 형상에 대한 3차원 Euler 유동 해석

김수미*¹, 양수석*², 이대성*³

Calculations of 3D Euler Flows around an Isolated Engine/Nacelle

S. M. Kim, S. S. Yang, D. S. Lee

A reliable computational solver has been developed for the analysis of three-dimensional inviscid compressible flows around a nacelle of a high bypass ratio turbofan engine. The numerical algorithm is based on the modified Godunov scheme to allow the second order accuracy for space variables, while keeping the monotone features. Two step time integration is used not only to remove time step limitation but also to provide the second order accuracy in a time variable. The multi-block approach is employed to calculate the complex flow field, using an algebraic, conformal, and elliptic method. The exact solution of Riemann problem is used to define boundary conditions. The accuracy of the developed solver is validated by comparing its results around the isolated nacelle in the cruise flight regime with the solution obtained using a commercial code "RAMPANT."

Key Words : 비장착 나셀(isolated nacelle), 고두노프 방법(Godunov scheme), 리만문제(Riemann problem), 다중 블럭 격자(multi-block grid), 비점성 압축성 유동(inviscid compressible flow)

1. 서 론

여객기에 장착되는 터보팬 엔진의 바이패스비는 추진효율을 증가시키기 위하여 점점 증가되는 방향으로 발전되고 있으며 최근에는 Very-High Bypass (VHB)와 Ultra-High Bypass (UHB) 엔진 개념까지 도입되고 있다. 그러나 상대적으로 늘어난 엔진의 직경으로 인해 이같은 추세가 오히려 항공기의 항력을 증가시키는 역효과를 유발하기 때문에 엔진을 항공기에 장착할 시에 상당한 주의를 요한다. 따라서 항공기 개발 프로그램에 참여하는 개발사 및 연구소에서는 효율적인 엔진의 장착을 위하여 많은 전산해석과 실험을 통하여 사전에 항공기 및 엔진의 장착 성능을 예측하고자 노력하고 있다. 특히 전산해석 분야를 살펴보면 외국의 전문 연구소 및 개

발사에서는 자체적인 해석 코드의 개발에 힘쓰고 있을 뿐만 아니라 공동연구를 통하여 서로간의 결과를 상호 비교함으로써 코드의 신뢰도를 향상시키는 노력을 기울이고 있다. 이러한 예는 유럽 공동체에서 공동으로 추진하고 있는 DUPRIN 프로그램에서 잘 살펴볼 수 있는데, 프로그램에 참여하고 있는 DLR, NLR, 및 ONERA는 그들이 각각 자체적으로 보유하고 있는 CEVCATS, ENSOLV, 및 SESAME 코드를 연구대상인 ALVAST 형상에 공통적으로 적용하여 결과를 상호 비교/분석함으로써 Ducted Profan의 연구에 많은 기여를 할 뿐만 아니라 자체 코드의 신뢰도를 향상시키는 데 많은 진전을 보이고 있다[1]. 이외에도 보잉 항공사는 엔진의 비장착 및 장착 성능을 예측할 수 있는 PARC, TRANAIR 등을 자체적으로 개발하여 각종 항공기 개발 프로그램에 효과적으로 사용하고 있으며[2], 프랑스의 엔진회사인 SNECMA 경우에도 ONERA에서 개발한 CANARI를 사용하여

*1-#3 한국항공우주연구소 항공추진연구그룹

그들의 엔진을 항공기에 장착하는 연구를 효과적으로 수행하고 있다[3].

엔진의 비장착 및 장착분야의 전산해석에 대한 항공 선진국의 활발한 연구와는 달리 국내에서는 이에 대한 연구가 매우 뒤떨어진 실정이다. 학계를 중심으로 일부 행하여진 연구에서도 엔진을 장착하지 않았거나 또는 단순한 나셀을 장착하여 주로 항공기의 공력특성을 파악하기 위한 연구에 초점이 주어졌으나, Fig. 1에서 보는 바와 같이 나셀의 외부 형상뿐만 아니라 나셀 입구의 내부 형상, 팬 입구 및 출구의 모델링, 그리고 엔진 코어의 형상 등을 고려하여야 정확한 비장착 및 장착 성능의 예측이 가능하다. 엔진/나셀의 비장착 연구는 나셀을 항공기에 장착하기에 앞서 장착되지 않은 엔진/나셀만의 유동분포를 계산함으로써 나셀 형상 설계에 대한 평가를 수행하고 각 비행조건에서 엔진과 나셀이 적합하게 매칭되는가를 판단하는데 그 목적이 있다. 따라서 본 연구에서는 실제 엔진/나셀과 유사한 형상을 사용하여 엔진의 비장착 특성을 정확하게 파악할 수 있는 전문코드의 개발을 피하였으며, 추후 이를 확장하여 엔진이 항공기에 장착된 형상에 대한 장착특성을 파악할 수 있는 코드로 활용하고자 한다.

앞서 언급된 항공 선진국들의 코드들에서 볼 수 있듯이 엔진의 비장착 성능 뿐만 아니라, 특히 엔진과 항공기가 장착된 형상에 대한 성능해석을 전체적으로 예측하기 위하여서는 현재까지 경제적으로 가장 효율적인 방법이 비점성 압축성 해석이므로 본 연구에서도 비점성 압축성 해석에 근간을 두고 코드가 개발되었다. 본 연구에서 대상으로 하는 항공기는 순항속도가 0.7 - 0.8 정도이므로 날개뿐만 아니라 나셀의 외부 표면에 상당한 충격파를 동반하기도 하는 전형적인 천음속 유동이며 따라서 충격파의 정확한 파악을 필요로 한다. 이같은 천음속 유동의 특성을 고려하여 지금까지 개발된 압축성 해석 방법들 중에서 충격파의 존재를 가장 잘 예측할 수 있는 방법중의 하나인 Godunov의 방법이 사용되었다[4,5]. 1960년에 개발된 이 방법은 일차원 유동에만 사용되다가 1980년경 여러 가지의 수정된 Godunov의 방법이 제안되면서부터 다각적으로 사용되어오고 있다. 따라서 본 연구

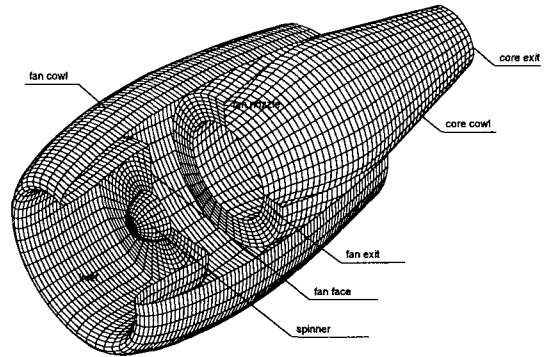


Fig. 1 Nacelle cut

에서는 공간적 및 시간적으로 2차의 정확도를 보이면서도 수렴성이 뛰어난 수정된 Godunov 방법을 사용하였다[6-8].

엔진/나셀과 같이 복잡한 형상의 유동해석에서 계산 방법과 더불어 가장 중요한 부분은 격자 구성이다. 최근에는 비정렬 격자계를 이용한 격자 구성법이 많이 개발되고 있으나 정렬 격자계에 비해 많은 격자가 요구되기 때문에 이 분야에서는 현재까지도 다중 블럭의 정렬 격자계가 효율적이라고 판단되고 있다. 본 연구에서는 전체 계산 영역을 그 특성에 따라 8개의 세부 영역으로 나누어 격자를 구성하였기 때문에 각 세부 영역의 경계면에 대한 물리적 특성이 뚜렷하게 구별되며, 세부 영역내의 격자 구성이 비교적 단순하고 격자의 과도한 비틀림 등도 방지할 수 있는 장점을 가지고 있다.

지금까지 설명한 바와 같이 엔진/나셀의 비장착 성능해석을 위하여 개발된 전문 코드의 신뢰성은 잘 알려진 형상에 대하여 계산을 수행하여 타 결과와 비교하거나, 또는 대상 형상에 대한 실험치와의 비교를 통하여 입증되어야 하나 두 가지의 방법이 현실적으로 모두 가능하지 않다. 따라서 본 연구에서는 상용코드인 RAMPANT를 이용한 2차원 해석 결과와의 비교를 통하여 코드의 신뢰성을 점검하였다. 추후 외국의 공동 연구에서 대상으로 한 엔진/나셀 형상을 입수하여 타 연구소가 보유하고 있는 코드들의 결과와 비교 연구를 추진함으로써 개발된 코드가 충격파의 예측 등과 같은 천음속 흐름의 유동 해석에 매우 적합한 코드라는 것을 입증할 것이다.

2. 지배방정식

완전가스의 3차원 질량, 운동량 및 에너지 보존 방정식은 직교 좌표계 (x, y, z)에서 다음식(1)과 같이 표현된다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

$$\begin{aligned} Q &= [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho e_o]^T \\ E &= [\rho u, \rho u^2 + p, \rho uv, \rho wu, \rho uH]^T \\ F &= [\rho v, \rho vw, \rho v^2 + p, \rho vw, \rho vH]^T \\ G &= [\rho w, \rho wu, \rho vw, \rho w^2 + p, \rho wH]^T \end{aligned}$$

위식에서 p, ρ, u, v, w 는 각각 압력, 밀도, 직교 좌표계에서의 속도 성분들을 나타내며, 단위 에너지 e_o 와 단위 엔탈피 H 는 식(2)와 같이 표현된다.

$$e_o = e + \frac{u^2 + v^2 + w^2}{2}, \quad H = e_o + \frac{p}{\rho} \quad (2)$$

여기서, 내부 에너지는 $e = p/(\gamma - 1)/\rho$ 로 표현되며 γ 는 비열비를 나타낸다.

3. 수치해석 기법

3.1 유한차분법

중심점을 $i+1/2, j+1/2, k+1/2$ 에 두고 있는 임의의 격자에 대하여 식(1)의 보존 방정식을 적용하면 다음의 관계식 (3)을 얻을 수 있다.

$$\frac{\Delta Q_{i+1/2, j+1/2, k+1/2}}{\Delta t} V_{i+1/2, j+1/2, k+1/2} + R_{i+1/2, j+1/2, k+1/2} = 0 \quad (3)$$

위 식(3)에서 Q 는 격자의 평균 유동변수벡터, V 는 격자체적, $R_{i+1/2, j+1/2, k+1/2}$ 는 격자 표면을 통한 유동변수 (Q)들의 출입을 총합한 격자내의 잔여 벡터를 나타낸다. Godunov 방법에서는 리만 문제(Riemann Problem)에 대한 실제 해의 결과를 사용하여 격자 표면의 유동 변수들을 정의한다.

이상은 1차 정확도를 가지는 Godunov의 방법이며, 공간 변수가 2차의 정확도를 가지도록 하기 위해서는 계산하는 격자 내부의 초기(pre-decay) 유동변수벡터 $\vec{f}_- = (p, \rho, u, v, w)$ 를 다음 식(4)로부터 계산해야 한다.

$$\vec{f}_- = \vec{f}_o + \Delta \vec{f}_- \quad (4)$$

$\vec{f}_o = (p, \rho, u, v, w)_o$: 계산 격자 중심점에서의 유동변수 벡터

$\Delta \vec{f}_- = \partial \vec{f} / \partial \vec{r} |_o \Delta \vec{r}_-$: 초기 유동변수의 수정벡터

$\partial \vec{f} / \partial \vec{r} |_o$: 격자중심에서의 미분행렬

$\Delta \vec{r}_- = \vec{r}_- - \vec{r}_o$: 계산 격자면에서 격자 중심까지의 거리 벡터

이 방법을 사용하면 Godunov의 방법에서 보장되는 격자간의 단조 함수적인 변화 특성이 불안정해지거나 심한 경우에는 발산하기도 한다. 따라서 계산 격자면의 수정벡터인 $\Delta \vec{f}_-$ 외에 격자 중심을 기준으로 반대편에 위치한 격자면의 수정벡터인 $\Delta \vec{f}'_-$ 를 이용하여 아래 식(5)와 같은 수정벡터를 사용할 경우 본래의 단조함수적인 특성을 그대로 유지할 수가 있다[6, 7].

$$\Delta \vec{f}_-^{true} = \minmod(\Delta \vec{f}_-, \Delta \vec{f}'_-) \quad (5)$$

따라서 식(4)에서 정의된 격자 내부의 초기 유동 변수 벡터는 다음 식(6)과 같이 바꾸어 정의되며 이때 2차 정확도를 위한 수정벡터는 식(5)로부터 계산된다.

$$\vec{f}_- = \vec{f}_o + \Delta \vec{f}_-^{true} \quad (6)$$

이와 같이 수정된 Godunov의 방법은 공간적으로 2차의 정확도를 가지는 장점을 가지나 본래의 방법보다 최대 Courant 수가 절반으로 제한되는 단점을 가지게 된다. 이러한 제한성을 없애기 위하여 제안된 방법이 t 와 $t + \Delta t$ 에서 수행되는 시간 적분을 두 단계로 나누어 계산하는 방법이다[8]. 또한 계산의 효율을 위하여 전단계 (predictor step)에서는 리만의 해가 사용되지 않고 후단계 (corrector step)에서만 리만의 해가 적용되어 $t + \Delta t/2$ 와 $t + \Delta t$ 사이에서 계산이 수행된다. 이 방법을 사용할 경우 시간 간격에 대한 Courant수의 제한을 상당히 없앨 뿐만 아니라 시간변수도 공간변수처럼 2차의 정확도를 가지게 되는 장점을 가지게 된다.

또한 시간적 수렴과정에서 $t + \Delta t$ 시간상의 유동변수는 t 시간상의 유동변수로부터 외재적으로 결정될 수도 있으나, 안정된 수렴을 위해

내재법(implicit calculation)을 사용하여 식(3)을 변형하면 식(7)과 같이 표현할 수 있다.

$$\frac{\Delta Q_{i+1/2,j+1/2,k+1/2}}{\Delta t} V_{i+1/2,j+1/2,k+1/2} + P_{i+1/2,j+1/2,k+1/2} + R_{i+1/2,j+1/2,k+1/2} = 0 \quad (7)$$

이때 $P_{i+1/2,j+1/2,k+1/2}$ 는 내재법을 사용함으로써 생기는 항이며 $R_{i+1/2,j+1/2,k+1/2}$ 과 마찬가지로 격자표면을 통한 유동변수 증가량 (ΔQ)의 출입을 총합한 격자내의 잔여벡터를 나타낸다.

식(7)을 계산 격자의 중심점 및 그와 이웃한 격자 중심점에서의 유동변수 증가량 (ΔQ)으로 표현하면 아래 식(8)과 같이 되며 이 식의 해는 Gauss-Seidel 방법으로 반복과정을 거쳐 구한다.

$$\begin{aligned} & (I/\Delta t + C_{i+1/2,j+1/2,k+1/2}) \Delta Q_{i+1/2,j+1/2,k+1/2} \\ & + C_{i-1/2,j+1/2,k+1/2} \Delta Q_{i-1/2,j+1/2,k+1/2} \\ & + C_{i+3/2,j+1/2,k+1/2} \Delta Q_{i+3/2,j+1/2,k+1/2} \\ & + C_{i+1/2,j-1/2,k+1/2} \Delta Q_{i+1/2,j-1/2,k+1/2} \\ & + C_{i+1/2,j+3/2,k+1/2} \Delta Q_{i+1/2,j+3/2,k+1/2} \\ & + C_{i+1/2,j+1/2,k-1/2} \Delta Q_{i+1/2,j+1/2,k-1/2} \\ & + C_{i+1/2,j+1/2,k+3/2} \Delta Q_{i+1/2,j+1/2,k+3/2} \\ & + R_{i+1/2,j+1/2,k+1/2} = 0 \end{aligned} \quad (8)$$

C : 계산 격자 및 이웃한 6개의 격자에서 정의되는 5 x 5 행렬

I : 단위 행렬

3.2 경계조건

리만 문제의 해를 사용하여 격자 표면의 값을 결정하는 방법은 내부적으로 접하고 있는 격자의 표면에서 뿐만 아니라 유동 문제에서 만나는 물리적 경계 조건에서도 편리하게 사용될 수가 있다. 예를 들어서, 현재 격자의 벽면에 대한 초기 유동변수 ($p, \rho, -q_N, \vec{q}_\tau$)가 벽면 외부의 초기 유동변수 ($p, \rho, q_N, \vec{q}_\tau$)와 같다고 정의하면 나셀 벽면에서의 미끄럼 조건은 자동적으로 만족된다. 또한 나셀에서 멀리 떨어진 곳에서의 경계조건도 리만의 해로부터 쉽게 결정된다. 즉, 입력값인 자유류의 유동변수 ($p_\infty, \rho_\infty, -q_{\infty N}, \vec{q}_{\infty \tau}$)와 경계에 접한 격자의 유동변수를 기준으로 하여 계산한 리만해가 자유류의 조건이 되며 이값은 계산을 통하여 계속 조정된다. 팬 입구의 경계조건은 리만의 불연속선

(contact discontinuity) 에서의 정압을 임의의 값으로 가정하고 이에 상응하는 리만의 해를 구한 뒤, 구하여진 리만의 해에 의해 정해지는 팬 입구에서의 수직 마하수가 입력한 마하수와 동일해질 때까지 반복 계산됨으로써 결정된다. 또한 팬과 코아의 출구 경계조건을 계산할 때에도 리만의 불연속선에서의 정압을 변화시킴으로써 팬과 코아 출구의 정체 압력 및 정체온도를 맞추어 나가는 반복계산 방법이 팬 입구와 동일한 방법으로 적용된다.

4. 격자 구성

4.1 계산 영역의 구조

본 연구에서는 나셀의 전체 계산 영역을 Fig. 2에서와 같이 I, IIa, IIb, IIc, IIIa, IIIb, IIIc, IV의 8개 세부 영역으로 나누어 계산하였으며, 이러한 영역들은 내부 경계면, 팬 카울의 출구면, 코아 카울의 출구면, 팬 제트의 회전면, 코아 제트의 회전면에 의해서 서로간에 분리되어 있다. 또한 나셀의 대칭평면을 중심으로 유동 및 기하학적 형상이 모두 대칭을 이루므로 절반만 유동을 계산하였으며, 좌표변환을 용이하게 하기 위해 대칭평면을 윗면과 아랫면으로 나누어 고려하였다.

모든 세부영역은 입방체 형상으로 좌표 변환이 되며 입방체의 각 표면은 그에 대응하는 경

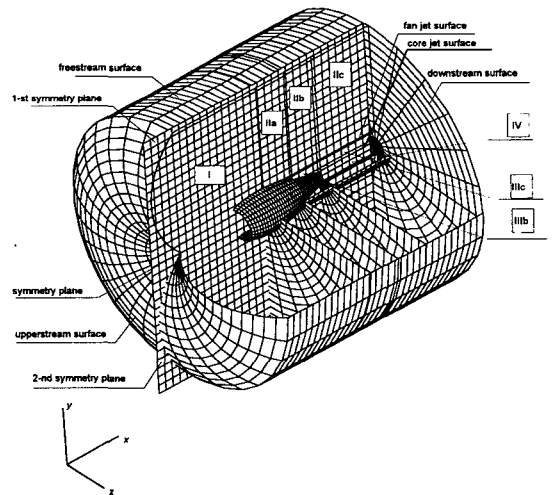


Fig. 2 Structure of calculation region

계면으로 정의된다. 이때 세부 영역 I을 제외하고는 하나의 경계면상에 물리적으로 같은 특성을 지닌 균일한 경계조건이 부여된다. 또한 각 세부 영역의 유동은 서로 다른 특성을 가지는데, 예를 들어 세부영역 IIa, IIb, IIc 는 나셀 주위를 흐르는 외부 흐름에 의해, 세부영역 IIIa, IIIb, IIIc 는 팬을 통과한 팬 제트 흐름에 의해, IV 는 코어 제트의 흐름에 의해서 영역내의 유동이 특징지어진다.

4.2 격자 구성 방법

각 세부영역을 구분하고 있는 물리적 표면은 평면, 회전면, 그리고 일반표면으로 분류되며 우선적으로 이러한 표면들의 교차선들을 계산한다. 각 교차선들이 계산되면 각 세부영역을 구성하고 있는 경계면과 경계면을 구성하고 있는 외형선들이 정의되며, 이때 외형선 상에서 격자의 분포는 사용자에게 의해 적절하게 부여되어야 한다. 다음 과정으로는 각각의 평면들이 변수 평면으로 전환되고 대수 격자 해법, 등각격자 해법, 타원형 격자 해법 중 하나가 적용되어 내부의 격자분포가 완성된다. 대수 격자 해법은 Coon의 내삽법에 의한 격자 구성법으로서 가장 단순하면서도 확실한 방법이다. 등각 격자 해법은 멱변환 함수(power transformation)를 근간으로 하며[9], 비교적 단순한 이론임에도 불구하고 경계선의 격자분포를 적절하게 분포시키기 위하여 반복적인 격자 재구성 작업을 필요로 한다. 타원형 격자 해법은 근사 인수분해 방식(approximate factorization techniques)을 사용하여 구한 타원형 방정식의 수치해를 근간으로 한 격자 구성법이다[10]. 본 연구에서는 완화 변수(relaxation parameter)와 가속 변수(acceleration parameter)를 사용한 근사 인수분해 방식이 사용되었으며 사용된 상수들의 값은 반복적인 시도를 통하여 선택된 최적값을 사용하였다.

세부영역을 둘러싸고 있는 경계면들에 대한 격자분포가 완료되면 대수적 격자법에서 사용된 Coon의 내삽법을 사용하여 3차원 공간상에서 격자구성이 이루어진다. 이상과 같은 절차에 따라 계산 영역내의 모든 격자가 완성된다.

4.3 격자 구성 결과

이상과 같이 본 연구의 전체 계산영역에서 형성된 총 격자의 개수는 90,112개로서 각 세부영역별 격자구성은 Table 1과 같다. Fig.3은 나셀 표면과 대칭평면 상에서의 3차원 격자 분포를 자세히 나타내고 있고, 대칭평면 상에서 팬 입구와 노즐 출구의 격자 형성은 Fig.4에서 자세하게 볼 수 있다.

Table 1 Grid dimension

세부영역	격자 Dimension
세부영역 I	72×32×16
세부영역 IIa	24×32×16
세부영역 IIb	24×32×16
세부영역 IIc	16×32×16
세부영역 IIIa	24×16×16
세부영역 IIIb	24×16×16
세부영역 IIIc	16×16×16
세부영역 IV	16×16×16

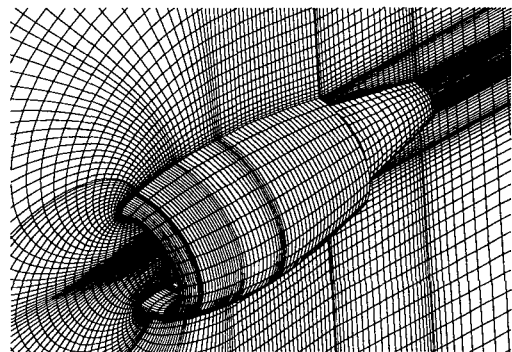


Fig.3 3D grid distribution on nacelle and symmetry plane

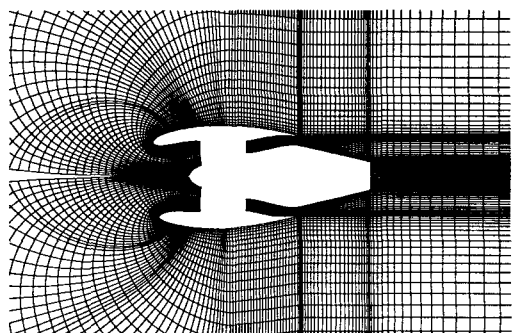


Fig.4 Grid distribution in symmetry plane

5. 결과 및 검토

지금까지 설명한 유동계산법을 현재 개발중인 중형항공기 K100-04 형상에 장착된 나셀과 엔진의 형상에 적용하여 개발된 코드의 적합성을 검증하였으며 상용코드인 Rampant의 2차원 축대칭 결과와 비교하여 신뢰성을 입증하였다. 계산에 사용된 나셀은 항공기에 장착되는 일반적인 나셀과 같이 나셀의 상단부(crown cut)에서 나셀의 하단부(keel cut)로 가면서 나셀 원주 방향으로 형상이 변화하는 형태로서, 팬 카울의 최대 직경은 83in, 길이는 115in의 짧은 덕트 형상으로 되어 있다. 비행 및 엔진의 조건은 Table 2와 같으며, 이 조건은 대상 엔진이 장착될 항공기의 순항조건과 유사하나 결과 비교를 쉽게 하기 위하여 받음각이 없는 형상으로 정하였다. 또한 엔진 팬 입구, 팬 출구 및 엔진 코아 출구에 대한 경계조건은 엔진 회사로부터 입수한 엔진성능해석 코드(engine deck)의 결과를 이용하여 설정하였다. 팬의 특성 자료는 일반적인 값으로 가정하였고, 이때 실제 엔진에서 존재하는 반경방향의 유동변수의 변화는 없다고 가정하였다.

Table 2 Input conditions

비행조건/경계조건	
비행마하수	0.78
비행고도 (ft)	35,000
받음각 (deg)	0
입구 전압력 손실 (%)	1
팬 전면에서 수직마하수	0.6
팬 단열효율	0.93
엔진 코아 전압력 (psia)	6.7
엔진 코아 온도 (°R)	1369
팬 전압력 상승	1.32

5.1 계산 결과 검증

코드의 신뢰성을 평가하기 위하여 3차원 유동 결과를 축대칭 2차원 결과와 비교하였다. 축대칭 2차원 형상은 3차원 나셀의 상단부 형상을 축대칭으로 다시 만들었으며 계산은 상용코드인 Rampant를 사용하여 수행하였다. Fig. 5에서는

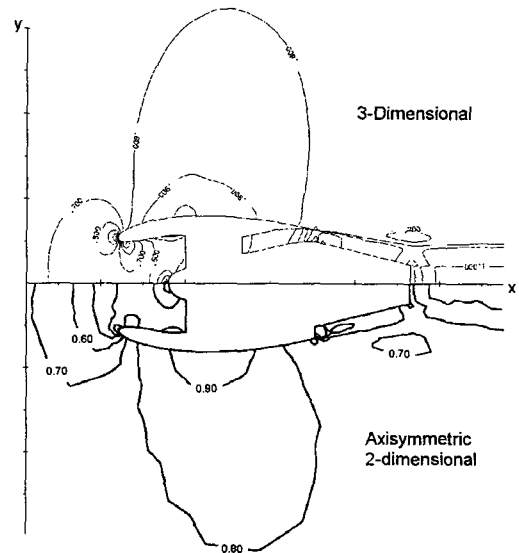


Fig. 5 Comparison of Mach number distribution between 3D configuration and 2D configuration

두가지 계산 결과로 얻은 마하수 분포를 나타내고 있는데 위쪽은 3차원 계산 결과이며 아래쪽은 2차원 계산 결과이다. 나셀의 외부 형상을 따라 마하수의 분포가 거의 동일하게 나타나고 있는 것을 볼 수 있다. 다만 3차원 형상에서 유동의 가속이 2차원 보다 약간 앞서 진행되는 것은 3차원 형상의 아래쪽 나셀(bottom nacelle) 형상의 영향이라 판단된다. 또한 출구 노즐쪽으로 가면서 약간의 차이를 보이고 있는 것은 3차원 계산의 경우에는 팬 노즐의 내부형상에 대한 모사를 비교적 정확하게 해주고 있으나 축대칭 2차원 계산에서는 계산 편의상 노즐 출구에서 경계조건을 설정해 주었기 때문에 생기는 차이로 판단된다. Godunov 해석법이 충격파의 해석에 더 높은 정확도를 가진다는 것은 이미 알려진 사실이며, 따라서 상용코드인 Rampant의 계산 결과를 사용하여 더욱 정확한 결과가 요구되는 해석코드를 정량적으로 비교한다는 것은 올바른 검증 방법이 아니다. 그러나, 이같은 간단한 비교를 통하여 개발된 코드의 신뢰성을 정성적으로 입증할 수 있었으며 추후 이에 대한 본격적인 연구가 진행될 것이다.

또한 3차원 계산에 적용된 팬 입구 및 출구에 대한 경계조건의 타당성을 점검하기 위하여 각

각의 유량흐름을 계산해 보면, 팬입구에서는 222 lb/sec 이며 팬 출구와 코아 출구의 유량을 합한 값은 약 224 lb/sec 가 된다. 따라서 유량의 차이가 약 1% 정도 밖에 생기지 않으므로 경계조건은 적절하다고 판단된다.

5.2 마하수 분포

3차원 유동계산 결과로서 나셀 표면과 대칭평면상에서의 마하수 분포를 0.1 간격으로 Fig. 6에 나타내었다. 그림에서 보듯이 팬 카울의 립과 회전체 근처에는 정체 현상이 일어나고 정체점 이후부터는 팬 카울의 외부 표면을 따라서 가속이 생긴다. 가속이 축방향으로 원점 근처인 지점까지 진행되다가 약한 충격파들이 발생하면서 감속이 시작되고, 팬 노즐과 코아로부터의 출구 유동은 축 대칭형 제트를 형성한다. 이와 같이 받음각이 없을 경우에도 나셀이 나셀의 원주방향으로 다른 형상을 가짐으로 인해 유동 분포의 비대칭 특성이 뚜렷하게 나타난다.

Fig. 7은 나셀의 표면 및 경계선을 따라 변화되는 마하수 분포를 좀더 자세히 나타내는 것으로 각 분포를 0(회전체 전방 엔진축), 1(팬 카울), -1(팬 출구의 내부벽면), 2(회전체), 3(코

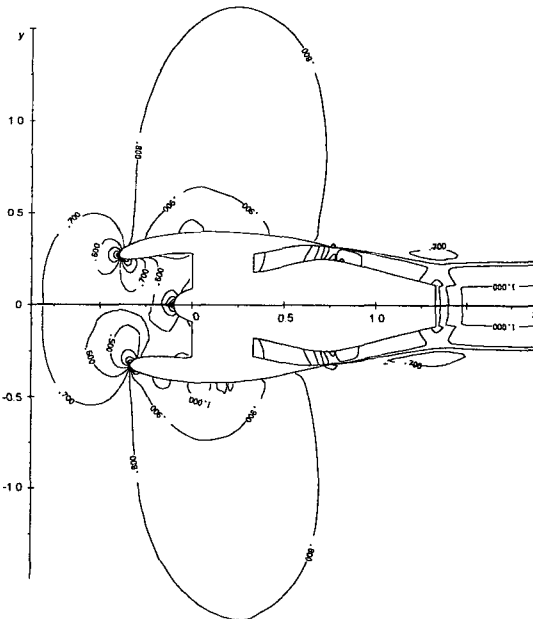


Fig.6 Mach number isolines with step 0.1 in symmetry plane

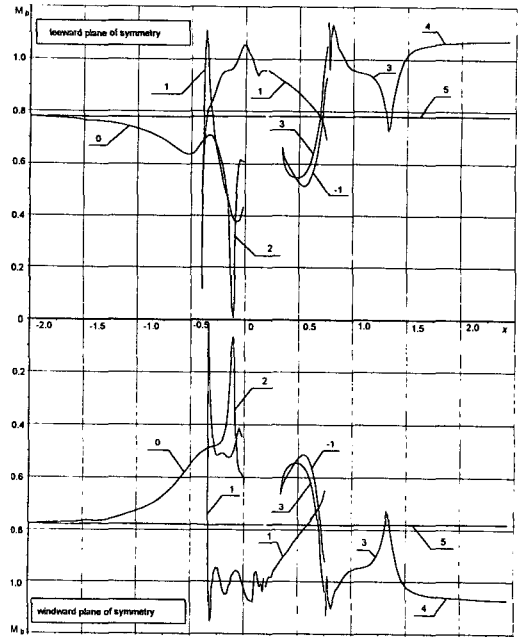


Fig.7 Bound Mach number distribution in symmetry plane

아 카울), 4(코아 출구 후방 엔진축), 5(원방 경계면)번으로 표시하였다. 5번은 계산 영역의 외 경계에 해당하는 것으로 마하수 분포가 자유류에 매우 가까움을 알 수 있다. 팬 카울 립과 회전체의 정체점 근처에서는 마하수가 거의 영에 가깝게 떨어지고 있으며 따라서 이 영역에서 격자 구성은 적절하다고 판단된다. 그러나, 팬 카울과 코아 카울의 뒷전 근처 영역에서는 속도 분포가 급격히 변화되는 피크형의 불완전한 분포를 보이고 있는 것을 볼 수 있으며 추후 이에 대한 격자 구성이 개선되어야 할 것이라 판단된다.

6. 결 론

보완된 Godunov의 유한차분법을 사용하여 나셀 형상의 공력학적 특성을 정확하게 해석할 수 있는 전산해석코드를 개발하고 이를 K100-04 항공기 나셀 유동장에 적용하였다.

나셀과 같이 복잡한 형상의 유동계산을 편리하게 할 수 있도록 다중블럭 격자계를 형성하였고 격자형성시 각 경계면과 나셀형상 표면 상에서 격자형성을 먼저 수행한 뒤 3차원 격자형

성을 수행하였다. 비행조건과 엔진 팬/코아의 입출구에 대한 경계조건을 입력으로 하여 나셀 주위의 마하수 분포 및 전압력 분포 등을 계산할 수 있었으며, 전산해석 결과로부터 엔진 성능을 예측할 수 있었다. 본 방법은 엔진/나셀의 비장착 성능을 해석하기 위한 도구로서, 특히 순항조건과 같은 고속흐름시에 충격파를 비롯한 천음속 특성을 정확하게 파악하는데 매우 효율적이다.

본 연구에서 개발된 방법을 사용함으로써 엔진과 나셀의 적합성, 나셀 형상에 대한 검증 등을 수행할 수 있으며 추후 엔진/나셀의 항력 추정 등에 대한 연구를 수행할 수 있다.

참고문헌

- [1] W.Burgsmuller, H.Hoheisel, B.dela Puerta, "European Research Cooperation on Jet Engine Airframe Integration," DLR Workshop (1996).
- [2] Dennis L.Berry, "The Boeing 777 Engine/Aircraft Integration Aerodynamic Design Process," ICAS-94-6.4.4 (1994).
- [3] L.Pate, J.L.Lecordix, B.Dessale, "CFD Tool for Designing Isolated and Installed Nacelles," AIAA 95-2625 (1995).
- [4] S.K.Godunov, V.A.Zabrodin, and G.P.Prokopov, "Difference Scheme for Two Dimensional Unsteady Problems of Gasdynamics and Calculation Flow With Detached Shock Wave," J. of Comp. Math. & Math. Phys., Vol.1, No.6 (1961), p.1020-1050.
- [5] S.K.Godunov, V.A.Zabrodin, M.J.Ivanov, A.N.Krajko, G.P.Prokopov, "Numerical Solution of Multidimensional Gasdynamic Problems," (1976).
- [6] V.P.Kolgan, "Application of Minimum Derivatives Values Principal to Finite Difference Schemes Construction for Shock Capturing Gasdynamic Solutions," Sci. Notes TsAGI, Vol.3, No.6 (1972), p.68-77.
- [7] N.I.Tilljaeva, "Extension of Godunov Modified Scheme to Arbitrary Irregular Grids," Sci. Notes TsAGI, Vol.17, No.6 (1986), p.19-26.
- [8] A.V.Rodionov, "Monotone of Second Order Accuracy Scheme for Shock-Capture Calculation of Nonequilibrium Flows," J. of Comp. Math. & Math. Phys., Vol.27, No.4 (1987), p.585-593.
- [9] D.C.Ives, R.M.Zacharias, "Conformal Mapping and Orthogonal Grid Generation," AIAA, N 2057 (1987).
- [10] J.F.Tompson, F.C.Thames, C.W.Mastin, "Boundary Fitted Curvilinear Coordinate System for Solution of Partial Differential Equations on Fields Containing any Number of Arbitrary Two-Dimensional Bodies," J. of Computational Phys., Vol.15 (1974), p.299-319.