



## 비장착 나셀의 역추력기 형상에 대한 3차원 Euler 유동 해석

Performance Evaluation of a Thrust Reverser Using an Euler Solver

김수미<sup>1)</sup>, 양수석<sup>2)</sup>, 이대성<sup>3)</sup>

Soo Mi Kim<sup>1)</sup>, Soo Seok Yang<sup>2)</sup>, Dae Sung Lee<sup>3)</sup>

An Euler-based CFD tool has been developed for the performance evaluation of a thrust reverser mounted on a high bypass ratio turbofan engine. The computational domain surrounded by the ground and non-reflection boundary includes the whole nacelle configuration with a deployed thrust reverser. The numerical algorithm is based on the modified Godunovs scheme to allow the second order accuracy in both space and time. The grid system is generated by using eleven multi-blocks, of which the total cell number is 148,400. The thrust reverser is modeled as if it locates at the nacelle simply in all circumferential direction. The existence of a fan and an OGV(Outlet Guide Vane) is simulated by adopting the actuator disk concept, in which predetermined radial distributions of stagnation pressure ratio and adiabatic efficiency coefficient are used for the rotor type disk, and stagnation pressure losses and flow outlet angles for the stator type disk. All boundary conditions including the fan and OGV simulation are treated by Riemann solver.

The developed solver is applied to a turbofan engine with a bypass ratio of about 5.7 and the diameter of the fan cowl of 83 inch. The computational results show that the Euler-based inviscid method is very useful and economical to evaluate the performance of thrust reversers.

### 1. 서 론

여객기 엔진에 널리 사용되고 있는 역추력장치는 운용비를 절감시킬 뿐 아니라 항공기 안전성에도 크게 기여하기 때문에 최근 고성능 전투기에도 사용이 늘어나는 추세이다. 그러나 역추력장치를 장착함으로써 항공기와 엔진의 공력 특성이 크게 달라지게 되므로 역추력장치의 개발은 이를 만족시키기 위한 많은 시간과 비용을 필요로 한다. 이러한 역추력장치의 공력학적인 요구사항들에 대한 평가는 대부분 실험을 통하여 이루어져 왔으며 역추력장치의 실제 작동조건을 모사하는 실험은 매우 복잡하기 때문에 많은 경험과 노하우가 필요하다. 최근 들어 역추력 설계시 전산 해석 프로그램을 활용하려는 움직임이 늘고 있으며 실제로 Navier-Stokes 코드를 이용한 몇가지 사례도 소개되고 있다<sup>[1,2]</sup>. 그러나 실제 역추력기를 장착한 엔진/나셀 형상과 유동장이 매우 복잡하기 때문에 이러한 계산에서는 역추력기 도어 주위, 즉 엔진/나셀의 하류 유동장만을 계산영역에 포함시키고 있다. 이러한 계산영역의 제한으로 인해 역추력기 성능을 제대로 파악할 수 없음은 물론이고 특히 엔진 입구에 크게 영향을 미치는 재흡입 유동의 특성을 파악할 수 없게 된다. 터보팬 엔진의 바이패스 통로를 지나는 유동장 또한 역추력기 성능에 영향을 미치게 되므로 보다 신뢰도 높은 결과를 얻기 위해서는 바이패스 통로 내부에 위치한 팬과 OGV를 모사해 주어야 한다. 엔진 흡입구와 팬 입구 유동장은 엔진 입구의 비대칭 형상과 높은 입사각으로 인해 반경방향 및 원주방향으로 왜곡된 형상을 가지게 되고, Splitter, 파일론, 지지구조물 등으로 인해 바이패스 통로의 하류 유동장 또한 불균일 분포를 형성한다. 결과적으로, 이러한 불균일 유동분포는 역추력 유동과의 상호간섭으로 인해 엔진 성능에 중대한 영향을 끼치게 된다. 그러므로, 바이패스 통로를 계산영역에 포함시켜야 하며 본 논문에서는 이러한 접근방법 중 하나로 팬과 OGV에 Actuator disk 개념을 도입하였다.

본 논문에서는 개발된 Euler 코드를 사용하여 역추력기가 전개된 전체 엔진/나셀 형상을 해석 대상으로 유동해석을 수행하였다. 본 해석코드는 역추력기 성능을 예측하는데 뿐 아니라 역추력기 형상을 바꿔가며 공력설계를 최적화하는 데에도 효과적으로 활용될 수 있을 것으로 판단된다.

## 2. 유동계산방법

### 2.1 지배방정식

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

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

$$Q = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho e_0]^T$$

$$E = [\rho u, \rho u^2 + p, \rho uv, \rho uw, \rho uH]^T$$

$$F = [\rho v, \rho vw, \rho v^2 + p, \rho vw, \rho vH]^T$$

$$G = [\rho w, \rho wv, \rho wv, \rho w^2 + p, \rho wH]^T$$

위 식에서 p, ρ, u, v, w는 각각 압력, 밀도, 직교 좌표계에서의 속도 성분들을 나타내며, 단위 에너지 e<sub>0</sub>와 단위 엔탈피 H는 각각 다음과 같이 표현된다.

$$e_0 = e + \frac{u^2 + v^2 + w^2}{2}, \quad H = e_0 + \frac{p}{\rho} \quad (2)$$

여기서, 내부 에너지는 e는 p/(γ-1)/ρ로 표현되며 γ는 비열비를 나타낸다.

### 2.2 수치해석기법

중심점을 i+1/2, j+1/2, k+1/2에 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 Q는 격자의 평균 유동변수 벡터, V는 격자 체적, R은 격자 표면을 통한 유동변수들의 출입을 총합한 격자내의 잔여 벡터를 나타낸다. Godunov 방법에서는 리만 문제(Riemann problem)에 대한 실제 해의 결과를 사용하여 격자 표면의 유동변수들을 정의한다.

이상은 1차 정확도를 가지는 Godunov의 방법이며, 공간 변수가 2차의 정확도를 가지도록 하기 위해서는 계산하는 격자 내부의 초기(predecay) 유동변수 벡터를 다음 식(4)로부터 계산해야 한다.

$$\vec{f}_- = \vec{f}_0 + \Delta \vec{f}_- \quad (4)$$

여기서,  $\vec{f}_0 = (p, \rho, u, v, w)_0$  : 계산격자 중심점에서의 유동변수 벡터

$\Delta \vec{f}_- = \partial \vec{f} / \partial \vec{r} |_0 \Delta \vec{r}_-$  : 초기 유동변수의 수정벡터

$\partial \vec{f} / \partial \vec{r} |_0$  : 격자중심에서의 미분행렬

그러나, 이 방법을 사용하면 Godunov의 방법에서 보장되는 격자간의 단조함수적인 변화 특성이 불안정해지거나 심한 경우에는 발산하기도 한다. 따라서 계산 격자면의 수정벡터 외에 격자 중심을 기준으로 반대편에 위치한 격자면의 수정벡터를 이용하여 아래 식(5)와 같은 수정벡터를 사용할 경우 본래의 단조함수적인 특성을 그대로 유지할 수가 있다.

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

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

$$\vec{f}_- = \vec{f}_0 + \Delta \vec{f}_-^{true} \quad (6)$$

이와 같이 수정된 Godunov의 방법<sup>[3]</sup>은 공간적으로 2차의 정확도를 가지는 장점을 가지나 본래의 방법보다 최대 Courant 수가 절반으로 제한되는 단점을 가지게 된다. 이러한 제한성을 없애기 위하여 제안된 방법이 t와 t+Δt에서 수행되는 시간적분을 두 단계로 나누어 계산하는 방법이다<sup>[4]</sup>. 또한 계산의 효율을 위하여 전단계(predictor step)에서는 리만의 해가 사용되지 않고 후단계(corrector step)에서만 리만의 해가 적용되어 t와 t+Δt사이에서 계산이 수행된다. 이 방법을 사용할 경우 시간 간격에 대한 Courant 수의 제한을 상당히 없앨 뿐만 아니라 시간변수도 공간변수처럼 2차의 정확도를 가지게 되는 장점을 가지게 된다<sup>[5,6]</sup>.

또한 시간적 수렴과정에서 t+Δt시간상의 유동변수는 t시간상의 유동변수로부터 외재적으로 결정될 수도 있으나, 안정된 수렴을 위해 내재법(implicit calculation)을 사용하여 식(3)을 변형하면



식(7)과 같이 표현할 수 있다.

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

식(7)을 계산 격자의 중심점 및 그와 이웃한 격자 중심점에서의 유동변수 증가량으로 표현한 뒤 Gauss-Seidel 방법으로 반복과정을 거쳐 해를 구한다.

### 2.3 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 들어, 현재 격자의 벽면에 대한 초기 유동변수가 벽면 외부의 초기 유동변수와 같다고 정의 하면 나셀 벽면에서의 미끄럼 조건은 자동적으로 만족된다. 또한 나셀에서 멀리 떨어진 곳에서의 경계조건도 리만의 해로부터 쉽게 결정된다. 즉, 입력값인 자유류의 유동변수와 경계에 접한 격자의 유동변수를 기준으로 하여 계산한 리만해가 자유류의 조건이 되며 이값은 계산을 통하여 계속 조정된다.

코아 입구와 출구의 경계조건은 리만의 불연속선(contact discontinuity)에서의 정압을 임의의 값으로 가정하고 이에 상응하는 리만의 해를 구한 뒤, 구하여진 리만의 해에 의해 정해지는 코아 입구와 출구에서의 전압과 공기유량이 각각 입력한 값과 동일해질 때까지 반복 계산됨으로써 결정된다. 팬과 OGV에는 Actuator disk 개념이 도입되어 전압력비와 효율이 팬(rotor type disk) 경계조건 계산을 위해 사용되고, 전압 손실과 출구 유동각이 OGV(stator type disk) 경계조건 계산을 위해 사용된다. 팬과 OGV 경계조건 계산에는 특별한 리만 해법이 적용되며 이는 다음절에서 설명하겠다. 나셀 내부영역에서는 마하수 0.5의 균일한 유동변수값이 초기조건으로 사용되며, 나셀 내부영역을 제외한 모든 세부영역의 초기조건으로는 자유류 유동변수가 적용된다.

### 2.4 Actuator disk 모델

Fig.1은 Actuator disk 모델<sup>[7]</sup>의 개념도로서  $\Delta s$ 는 엔진 중심축으로부터  $R$ 만큼 떨어진 곳에 위치한 Actuator disk의 한 요소(element)를 나타낸다. 팬을 모사하는 Rotor type disk는 각속도  $\omega$ 로 엔진 중심축 주위를 회전하게 되는데, 이때 Actuator disk를 지나는 유동은 다음과 같이 질량, 반경방향 모멘텀, 로탈피 보존식을 만족시켜야 한다.

$$\rho_2 v_{x2} - \rho_1 v_{x1} = 0 \quad (8)$$

$$v_{r2} - v_{r1} = 0 \quad (9)$$

$$H_2 - H_1 - \omega R(v_{\theta 2} - v_{\theta 1}) = 0 \quad (10)$$

여기서,  $v_x, v_r, v_\theta$ 는 Fig.1에서 보여지는 각 방향으로의 속도 벡터이고,  $H$ 는 정체 엔탈피를 나타낸다. OGV를 모사하는 Stator type disk의 경우는 식(10)에서 각속도  $\omega$ 가 0이다.

위 보존식들을 풀기 위해서는 Actuator disk를 지나는 유동변수와 관련하여 부가적인 조건들이 필요하며, 이러한 조건으로 팬과 OGV의 성능특성이 도입된다. 팬의 경우 반경방향에 따른 전압력비와 효율 분포가 다음 형태로 사용된다.

$$P_2/P_1 = \pi(R) \quad (11)$$

$$\frac{\pi^{(r-1)/r} - 1}{r-1} = \eta(R) \quad (12)$$

여기서,  $\pi$ 와  $\tau$ 는 각각 팬 전압력비와 전온도비를 나타낸다. OGV의 경우 전압력 손실의 반경방향 분포가 식(11)과 같은 형태로 사용되고, 원주방향으로의 출구 유동각이 그외 부가조건으로

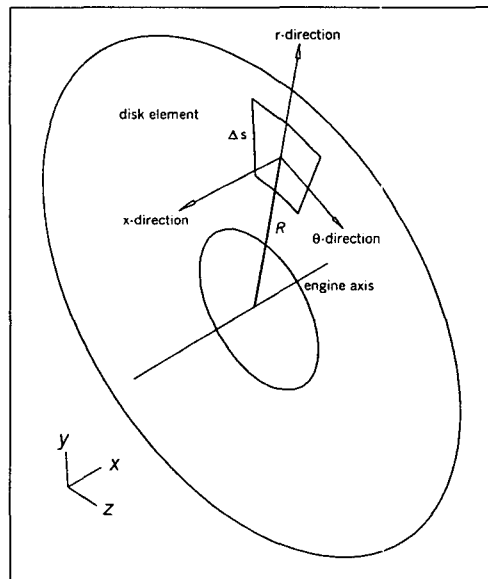


Fig.1 Actuator disk model scheme

사용된다.

팬과 OGV의 블레이드 반경길이가 축방향으로 변화가 클 경우에는 Actuator disk를 어느 곳에 위치시키는가에 따라 원주방향의 속도가 실제와 큰 차이를 보이게 된다. 실제 엔진의 경우에는 Actuator disk를 팬과 OGV의 익단에 위치시킬 때 실제에 가장 근사한 원주방향 속도를 모사할 수 있으나 이 경우에는 상류의 유동장 특성이 실제와 많이 달라지게 된다. 따라서 팬과 OGV의 반경길이 변화가 심하지 않은 경우에는 블레이드의 중앙에 Actuator disk를 위치시켜 해석하였다.

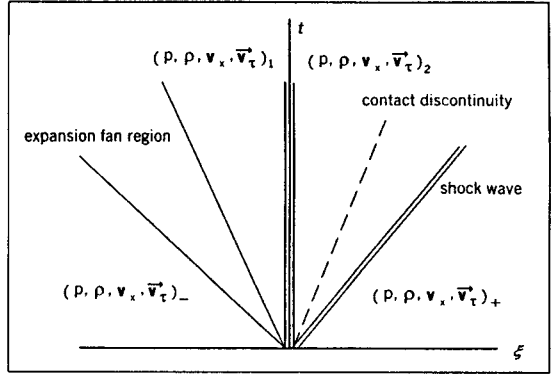


Fig.2 Riemann problem at the actuator disk boundary

Actuator disk 계산의 중요 알고리즘은 Actuator disk 경계면을 처리하기 위해 수정된 리만 해법을 적용한 것이다. Fig.2에서 보듯이 일반적인 리만 해법과 달리, Actuator disk 경계에서는 각 경계면을 전후하여 식(11), (12)와 같이 주어진 성능특성 조건을 만족시키는 불연속적인 상태량을 가지게 된다. 따라서 Actuator disk 경계면에서의 리만해는 격자중앙의 유동변수,  $(p, \rho, v_x, \vec{v}_\tau)_\pm$  뿐 아니라 경계면의 불연속적 상태량,  $(p, \rho, v_x, \vec{v}_\tau)_{1,2}$ 으로 정의된다. 경계면 입구에서의 정압력  $P_I$ 이 반복계산을 위한 변수로 사용되고 불연속선 상에서의 정압 차이가 수렴 기준이 된다. 결과적으로 수정된 리만 해법은 Actuator disk 모델을 계산하는데 있어 신뢰도 높은 알고리즘을 제공한다.

Actuator disk 계산시 유의해야 할 점은 간혹 경계면에서의 축방향 속도성분이 음이 되는 경우이다. 이와 같이 실제로는 일어나지 않는 역류현상을 계산상에서 고려해 주기 위하여 역방향의 Actuator disk 경계조건에서 효율을 매우 낮게 설정해주면 이러한 문제를 순조롭게 처리할 수 있다. 또다른 문제점은 첫번째 계산에서 원주방향의 속도가 경계면 뒤의 격자에서만 급격하게 생김으로써 계산이 불안정해지는 경우이다. 이를 해결하기 위해 팬의 회전속도를 계산이 진행됨에 따라 서서히 증가시켜 어느정도 계산된후 설계점 회전속도에 도달하는 방법을 사용하였다. 이러한 기교적인 처리방법들은 수렴문제를 해결하는데 매우 효과적인 것으로 나타났다.

### 2.5 격자구성

해석대상으로 선정된 엔진/나셀은 한국 항공우주연구소에서 수행한 100인승급 중형항공기 개발 프로그램<sup>[8]</sup>에서 채택된 후보 엔진 중의 하나로서, 바이패스비 5.7, 팬 카울입구 직경이 83 inch인 터보팬 엔진이다. 이 엔진에 장착된 도어형 역추력 장치는 유압 장치로 작동되는 4개의 도어를 가지고 있으며, 역추력 모드시 외부 카울에 부착된 역추력 포트가 열리면서 도어가 전개된다. 역추력기의 복잡한 형상을 약간 단순화시켜, Fig.3에서 보듯이 도어 경계표면(door bound surface)과 도어 패널 표면(door panel surface)로 형성된 축대칭 형상으로 모델링하였으며, 내부 도어 패널 표면은 바이패스 유동을 막아준다. 역추력기 출구 면적은 팬 노즐 출구면적의 1.5배이며 역추력기 출구 유동각은 30° 이다.

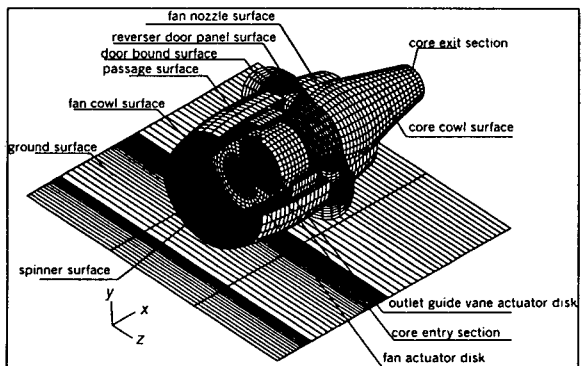


Fig.3 Structure of a nacelle geometry

본 연구에서는 다중블럭 격자구성법을 사용하여 나셀의 전체 계산영역을 11개의 세부영역으로 나누었으며 대수격자 해법, 등각격자 해법, 타원형격자 해법 중 하나가 적용되어 내부 격자분포가



완성된다<sup>[9,10]</sup>. 또한 나셀의 대칭평면(x-y 평면)을 중심으로 유동 및 기하학적 형상이 모두 대칭을 이루므로 절반만 유동을 계산하였다. 모든 세부영역은 입방체 형상으로 좌표 변환되며 입방체의 각 표면은 그에 대응하는 경계면으로 정의된다. 유동변수의 변화가 큰 팬 카울 립(fan cowl lip) 근처 영역에서는 해상도를 높이기 위해 C-H 형 격자를 사용하였고, 그의 계산영역에서는 H-H형 격자를 구성하였다.

전체 격자개수는 148,400 개이며, Fig.4는 나셀 대칭평면에서의 격자분포를 나타낸다.

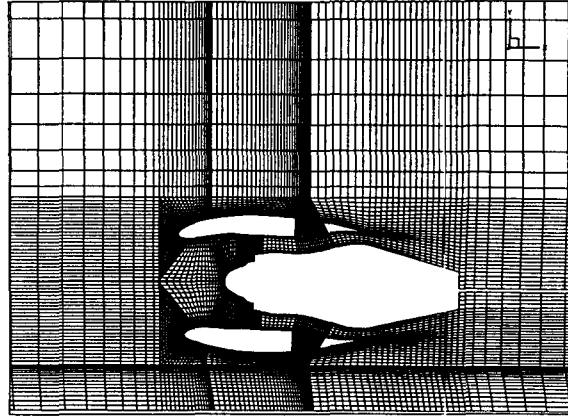


Fig.4 Grid distribution in a symmetry plane

### 3. 계산결과 및 검토

#### 3.1 입력조건

본 해석에서는 일반적인 항공기의 역추력장치 개시속도인 100 knots(마하수 0.15)를 기준으로 해석을 수행하였다. Table 1에서 보듯이 지상고도의 표준대기조건 및 비행속도 100 knots에서의 엔진 성능데이터를 이용하여 팬, OGV, 코아의 입·출구 압력, 온도, 유량을 구하고 이를 경계조건으로 사용하였다. 단, Actuator disk 계산시 팬과 OGV의 반경방향 성능값이 요구되나, 현재 보유하고 있는 엔진 성능해석 프로그램으로 이러한 분포를 계산하기 어렵기 때문에 본 유동계산에서는 반경방향으로의 성능 분포를 일정한 값으로 가정하였다.

Table 1 Input conditions

비행조건/경계조건	입력값
비행마하수	0.15
비행고도 (ft)	0.
받음각 (deg)	0.
코아출구 공기유량 (lbm/sec)	97
코아입구 전압력 (psia)	21.9
코아입구 전온도 (*R)	1501
팬 전압력비	1.59
팬 단열효율	0.89
OGV 전압력 손실 (%)	2
OGV 출구 유동각 (deg.)	0

#### 3.2 Efflux Pattern

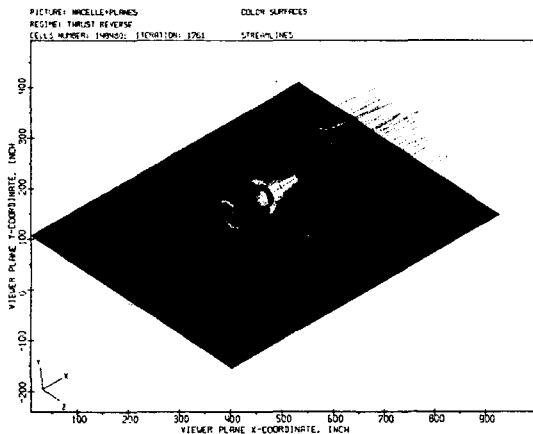


Fig.5 Efflux pattern in a baseline configuration

Fig.5는 역추력기 출구 유동각 30°, 출구 슬롯 길이 18 inch이고, 외부 도어 패널이 없는 역추력기 기본형상에 대하여 유선 패턴을 보여준다. 일반적으로 순항조건에서 엔진으로 유입되는 공기유량비는 약 0.7 정도인데, 본 역추력 계산조건에서는 이 비율이 약 2.9로 증가한다. 따라서 Fig.5에서와 같이 유관(stream tube) 형태가 엔진 입구에서 수축되는 형태를 가지게 된다. 나셀 아래면에서는 지면과의 간섭으로 인해 역추력 제트의 일부가 와류(vorticity)를 형성하고 있으며, 그 결과 하부 나셀(bottom nacelle)의 립(lip) 근처에서 유동의 재흡입 현상이 약하게 발생함을 알 수 있다.

#### 3.3 Parametric Study

역추력기 성능에 영향을 미치는 기하학적 변수는 역추력기의 출구 유동각, 외부 도어길이, 출구 면적으로 나눌 수 있다. 본 연구에서는 3.2절에서 언급한 역추력기 기본 형상을 기준으로 하여 출구 유동각과 외부 도어길이를 변경하여 적용함으로써 역추력 유동분포의 변화를 살펴보고 이때

발생하는 역추력값을 알아보았다.

Fig.6은 역추력기 기본형상에 대한 마하수 분포를 보여준다. 그림에서 보듯이 역추력 출구속도가 약 0.8 정도로 높게 나타나면서 강한 역추력 제트유동이 발생하는 것을 알 수 있다. 상부 나셀(top nacelle)에서 발생하는 역추력 유동은 자유류와 충돌하면서 반경방향으로 향하다가 하류 쪽으로 꺾이는 양상을 보인다. 나셀 아래면 역추력 유동과 지면과의 간섭을 살펴보면, 역추력 유동이 지면과 부딪쳐 상류와 하류로 갈라지면서 상류로 향하는 역추력 유동이 앞에서 오는 전진유동과 섞이면서 다시 하류로 향하게 된다. 그러나, 일부 역추력 유동은 하부 나셀의 표면을 따라 엔진 입구로 약간 재흡입되는 것을 볼 수 있다. 계산 결과로부터 예측된 역추력값은 약 5,700 lbf이고, 대상 항공기의 이륙시 최대 추력을 약 20,000 lbf로 가정하면 역추력기 효율은 0.285 정도이다. 일반적으로 역추력기 효율은 0.3~0.4 범위값으로 알려져 있다<sup>[11]</sup>.

역추력기 두번째 형상은 기본형상에 16 inch 길이의 외부 도어 패널을 부착하여 보다 실제에 가깝게 모사할 수 있는 형상이다. Fig.7에서 보듯이, 외부 도어가 없는 기본형상과는 달리 역추력 제트가 보다 명백히 나타나고 역추력 유동 방향도 좀더 상류 쪽으로 향하는 것을 볼 수 있다. 또한 하부 나셀 쪽의 역추력 유동이 지면과 충돌하는 위치가 기본형상일 때와 비교하여 좀더 상류방향에 위치하며, 이로 인해 와류가 크게 형성되면서 일부 유동이 엔진 입구로 재흡입되는 현상이 나타난다. 이 경우 발생하는 역추력은 약 9,700 lbf, 역추력기 효율은 0.485 정도로서 기본형상에 비해 훨씬 큰 역추력이 발생함을 알 수 있다.

역추력기 세번째 형상은 외부 도어가 있는 상태에서 출구 유동각을 20°로 변경한 형상이다. 계산결과 나타난 마하수 분포를 살펴보면 기본형상의 경우와 전체적으로 유사한 분포를 보이고 있다. 이 경우에는 엔진 입구로의 재흡입 현상이 발생하지 않고 입구에서 형성되는 유관이 약간 왜곡된 형태를 나타낸다. 역추력값은 약 5,900 lbf 이고 역추력기 효율은 0.295로 계산되었다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 비장착 엔진/나셀의 역추력기 형상에 대한 유동해석을 위하여, 수정된 Godunov의 유한차분법을 사용한 3차원 Euler 코드를 개발하고 이를 실제 형상에 적용하였다.

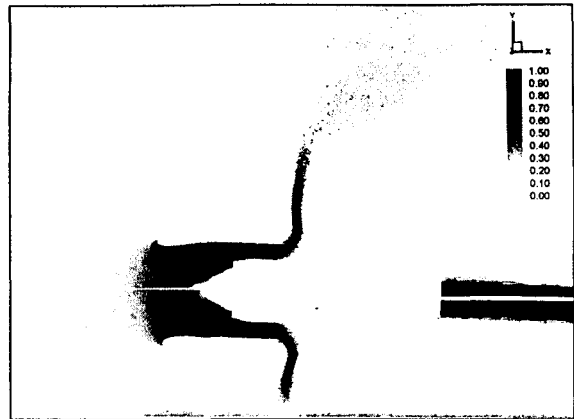


Fig.6 Mach number distribution in baseline configuration

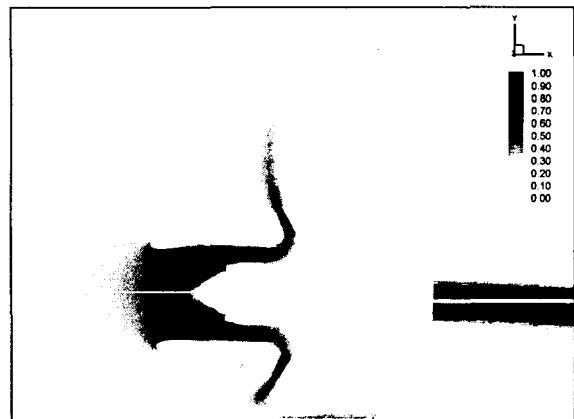


Fig.7 Mach number distribution in the 2nd configuration

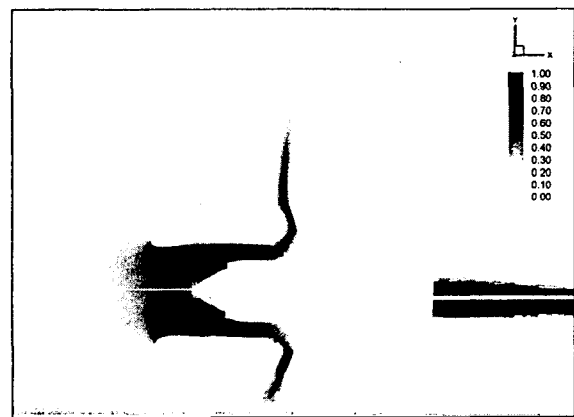


Fig.8 Mach number distribution in the 3rd configuration  
형태를 나타낸다. 역추력값은 약 5,900 lbf 이고 역추력기 효율은 0.295로 계산되었다.



나셀 내부 유동장을 좀더 정확히 모사하기 위해 팬과 OGV에 Actuator disk 개념을 도입하였고, 재흡입으로 인한 손실이 엔진 입구성능에 미치는 영향을 고려하기 위해 엔진/나셀 전체 형상을 계산영역에 포함시킴으로써 보다 유용한 계산결과를 얻을 수 있었다. 본 해석 코드는 역추력기 유동의 재흡입 현상을 평가하고 역추력값 및 역추력기 효율을 추정하는 데 사용될 수 있으며 팬, OGV, 역추력기 간의 상호간섭 작용을 예측하는데 매우 유용할 것으로 판단된다.

### 참고문헌

- [1] L.Schreiber, M.Legras, "Navier-Stokes Computation on a Pivoting Doors Thrust: Reverser and Comparison with Tests," 92-GT-254.
- [2] J.J.Brown, "Navier-Stokes Analysis of a Very High Bypass Ratio Turbofan Engine in Reverse Thrust," AIAA 87-1210.
- [3] S.K.Godunov, V.A.Zabrodin, and M.J.Ivannov, "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), pp.1020-1050.
- [4] A.V.Rodionov, "Monotone of Second Order Accuracy Scheme for Shock-Capture Calculation of Non-equilibrium Flows," J. of Comp. Math. & Math. Phys., Vol.27, No.4 (1987), pp. 585-593.
- [5] 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), pp.68-77.
- [6] N.I.Tilljaeva, "Extension of Godunov Modified Scheme to Arbitrary Irregular Grids," Sci. Notes TsAGI, Vol.17, No.6 (1986), pp.19-26.
- [7] W.G.Joo, T.P.Hynes, "The Application of Actuator Disks to Calculations of the Flow in Turbofan Installations", Vol.119 (1997), pp.733-741.
- [8] "100 Passenger Aircraft Development Program", KARI, KCDP TR-95-202(1995).
- [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), pp.299-319.
- [11] J.L.Lecordix, J.L.Gippet, J.L.Duparcq, "Design of an Advanced High Bypass Ratio Engine", Aeronautical Journal (1992).