

터보팬엔진의 터보팬과 파일론 유동장 간섭에 관한 수치적 연구

주 원 구*
(1998년 3월 3일 접수)

Turbofan and Pylon Flowfields Interaction in Turbofan Engines

Won-Gu Joo

Key Words : Turbofan Engine(터보팬엔진), Pylon(파일론), Outlet Guide Vane(출구안내익), Non-Uniform Flow(불균일유동)

Abstract

The three dimensional numerical method using actuator disk blade row model is applied for calculating the flowfield interaction between an outlet guide vane(OGV) and a pylon in a typical civil turbofan engine. The static pressure distortion produced by the pylon is decaying upstream but is still felt at the turbofan exit, and hence can significantly affect the fan performance. The OGV amplifies the static pressure perturbation decaying upstream. The calculation results show that cyclic OGV which consists of three types of blades with different exit angles can reduce more than half of the asymmetries of total pressure and static pressure propagated through the OGV with uniform exit blade angle.

1. 서 론

높은 바이패스비의 여객 수송용 항공기의 터보팬 엔진(high bypass ratio civil turbofan engine, Fig. 1)은 종종 그 입구와 출구에서 불균일한 유동의 지배를 받는다. 대표적인 불균일 입구 유동으로는 항공기 이륙시나 순항속도로 비행할 때라도 강한 열바람(cross wind)을 만났을 때 인테이크(intake) lip 부근에서 발생하는 유동박리(flow separation)에 의한 불균일 총압유동과, 인테이크 입구덕트(intake duct)의 비축대칭 형상에 의해 야기되는 불균일 정압유동이 있다.

터보팬 출구유동장은 터보팬 후방에 있는 엔진요소들에 의해서 불균일해진다. Fig. 1에서 보는 것과 같이 터보팬 후방의 바이패스관(bypass duct)

안에는 코어엔진(core engine)과 회전체 부분을 지지하기 위해 2개의 구조물(strut)이 있다. 이러한 지지대들은 바이패스관내를 흐르는 유동의 큰 장애물(blockage)로서 그 앞에 불균일 압력파동(pressure disturbance)을 발생시킨다. 특히 윗부분에 설치되어 있는 파일론(ylon)이라 불리우는 지지대는 아랫부분에 있는 것보다 훨씬 더 두꺼우며 이것에 의해 야기되는 불균일 압력파는 낮은 harmonic number와 관련된 원주길이와 비교되는 크기(order)의 긴 길이스케일의 파장을 갖는다. 이와 같이 긴 길이스케일의 압력파는 먼 거리까지 전파될 수 있어서 팬 출구의 압력장까지 영향을 미칠 수 있다.⁽¹⁾

이러한 불균일 유동은 팬의 성능을 저하시킬 뿐 아니라 보다 중요하게는 팬의 안전작동폭(stall margin)을 줄인다. 또한 팬의 입구와 출구유동장이 불균일함으로써 팬의 익렬은 회전할때 원주방향의 위치에 따라 변화하는 축방향의 압력힘을 받게

* 회원, 연세대학교 기계공학과

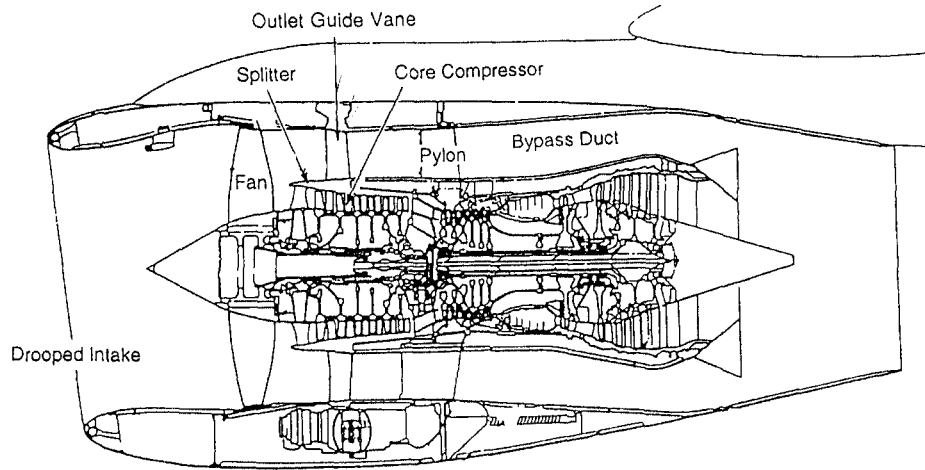


Fig. 1 Typical high bypass ratio civil turbofan engine.

된다. 따라서 회전하는 팬의 날개는 비정상응력 (unsteady stress)의 지배를 받으며, 진동과 소음이 증가하게 된다.

Joo⁽²⁾는 터보팬엔진의 팬은 균일입구유동의 항속조건에서도 주변기로부터 상당한 영향을 받고 있으며, 그것의 대부분이 경사진 인테이크(drooped intake)와 파일론에 의한 것임을 3차원 수치계산을 통하여 밝혔다. 그러므로 최근 높은 효율과 안정성을 갖는 터보팬엔진 개발에 있어서 이와 같은 경사진 인테이크와 파일론의 영향을 줄일 수 있는 방법이 요구되고 있다.

이들 중 파일론의 영향은 바이패스관내에 팬과 파일론 사이에 있는 Outlet Guide Vane (OGV)을 이용하여 줄일 수 있다.⁽³⁾ 만약 OGV 익력의 출구날개각을 불균일하게 배열한다면 입구유동이 균일하다 하더라도 OGV의 후방으로 유출되는 유동의 속도가 불균일해짐으로 불균일한 압력장이 형성된다. 따라서 파일론에 의해 야기된 불균일 압력파동과 상쇄되는 압력파가 발생되도록 OGV의 익력을 배열한다면 파일론의 영향이 팬출구까지 미치는 것을 차단할 수 있을 것이다.

본 연구는 먼저 Joo and Hynes⁽⁴⁾에 의해 개발된 actuator disk 모델을 사용하는 수치계산방법을 이용하여 터보팬과 파일론 유동장 사이에서 일어나는 유동장 간섭 특성과 OGV가 유동장 간섭에 미치는 영향을 살펴보고, 파일론이 터보팬에 미치는 영향을 차단시키기 위해 Rolls Royce에 의해 설계된 Cyclic OGV가 어느 정도 파일론의 영향을 차단시

킬수 있는지를 알아보려고 한다.

2. 수치계산모델

Fig. 2는 파일론과 터보팬 유동장의 상호간섭을 알아보기 위하여 계산을 수행한 유동영역의 단면을 보여주고 있다. 실제 터보팬엔진의 인테이크 입구부 (Fig. 1)는 비대칭 형상이며 엔진 중심축에 대해 약 6° 정도 기울어져 있다. 따라서 터보팬은 불균일한 정압분포를 가지는 입구유동에 지배를 받는다. 그러나 본 연구의 목적은 파일론만에 의한 불균일 유동장의 특성을 밝혀내는데 있으므로 실제 비대칭형상의 인테이크를 엔진 중심축에 대하여 대칭인 형상으로 수정하여 터보팬 입구에 균일한 유동이 유입되도록 하였다.

팬 익력과, 바이패스관 안에 있는 OGV의 익력은 actuator disk로 교체되고 각 익력의 코드(chord) 중앙부에 위치시킨다. 유동장 내에서의 유동량의 불균일성의 크기는 거리가 멀어질수록 대략 지수함수로 감쇠하므로 거리는 중요한 변수가 된다. Actuator disk 모델은 실제 익의 코드길이를 0의 길이로 모델하기 때문에 팬과 OGV를 모사하는 disk를 각각 팬과 OGV 코드의 중간위치에 설치한다면 팬 disk와 OGV disk 사이의 거리는 실제거리 보다 멀어지게 되고 따라서 간섭현상도 작아지게 되므로 팬 disk와 OGV disk 사이의 거리가 실제거리와 같게 되도록 팬후방의 모든 요소들을 팬 쪽으로 약간 이동시켰다.

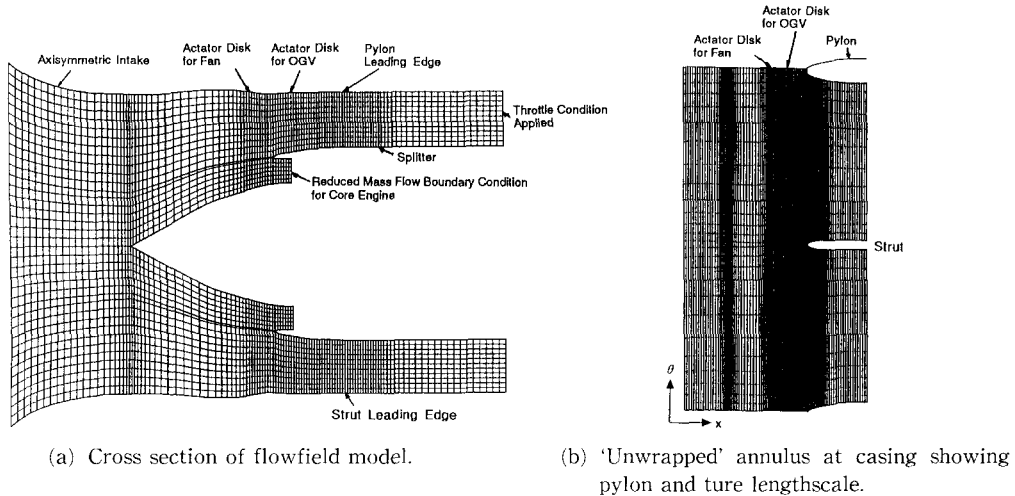


Fig. 2 Calculation grid using for prediction of fan/OGV/pylon flow fields interaction.

Actuator disk란 두께 없이 이것을 가로질러 유동량의 값이 불연속적으로 변할 수 있도록 허용하는 인위적인 기기로서 하나의 익간거리(pitch)에서의 유동변화량이 무시될 수 있는 불균일 유동해석에 종종 사용되는 익렬모델이다. 이 actuator disk를 가로질러 각 반경위치, 각 원주위치에서 아래 5개의 경계조건들이 부과된다.

- (i) 질량 보존
- (ii) 반경방향 운동량 보존
- (iii) 로탈피(rothalpy) 보존
- (iv) 익렬에 대한 상대출구유동각 기술
- (v) 총압상승(혹은 손실) 기술

불균일 유동의 지배를 받는 회전익렬(rotor) 내를 지나가는 유동은 어느 정도 비정상 유동이지만, 여기서는 이 비정상성의 영향이 무시될 수 있을 정도로 작다고 가정하였다. 또한 빠른 속도로 회전하는 회전차 내부유동은 설계점에서 동작하더라도 익통로에서 국부적으로 초킹(choking)이 일어날 수 있다. 그러나 상기 actuator disk 경계조건들에는 이와 같은 초킹에 대한 고려가 전혀 없으므로, Joo and Hynes⁴가 익렬 내부를 일차원 통로로 가정하고 유도한 단초킹모델을 사용하여 보완시켰다.

상기 actuator disk 경계조건들 중 마지막 두 조건에서 사용되는 유동량은 익렬성능과 관련이 있으며 actuator disk를 가로질러 불연속하다. 출구유동각과 손실은 균일 입구유동에 대해 익렬후연(trailing edge)에서 얻은 실험값이나 3차원 점성 수치계산으로 구한 값이 사용될 수 있을 것이다.

현재의 계산에서는 설계동작점 근처에서 균일 입구 유동하에 동작하는 터보팬에 대하여 상용 3차원 점성수치계산코드인 BTOB3D⁽⁵⁾를 사용하여 얻은 값들이 팬 actuator disk의 출구에 주어지는 상대유동각 및 손실로 주어졌다. OGV에서의 유동은 설계동작조건에서 일반적으로 손실이 회전차에 비해 크지 않으며 출구유동도 편차각(deviation) 없이 거의 축방향으로 유출된다. 이것은 엔진제조사에 의해 수행된 throughflow 계산에서도 확인되었으므로 현재의 계산에서도 OGV의 출구유동은 유출 편차각(deviation)없이 기술된 출구날개각으로 유출되고 손실은 없다고 가정하였다.

3차원 유동장은 절대 원통형 좌표계에서 유도된 적분형의 Reynolds averaged Navier-Stokes 유동 방정식을 FVM(finite volume method)으로 이산화시킨 방정식으로부터 구해진다. 방정식의 해는 Dawes⁽⁵⁾가 개발한 two-step explicit와 one-step implicit로 구성된 시간진행법(time marching method)방법으로 구하며 이 기법은 residual smoothing을 가진 two-step Runge-Kutta방법과 유사하다. 이 기법은 문헌을 통해 잘 알려져 있으므로 Dawes⁽⁵⁾을 참고하기 바란다.

긴 길이스케일의 불균일 유동장의 상호간섭문제를 해석할 때 계산영역 내에서 유동박리가 일어나지 않는 경우에 사용되는 계산격자의 크기는 종종 annulus에서의 경계층 두께보다 큰 성긴격자(coarse grid)를 사용한다. 현재의 계산에도 성긴 격자를 사용하여 계산하였기 때문에 난류점성에 의

한 응력항은 무시하였다. 따라서 비록 Navier-Stokes식으로부터 해를 구했지만 계산결과는 비점성 계산으로 얻은 결과와 유사하리라 생각된다.

계산영역의 입구경계면에서 유동은 균일한 정체압(stagnation pressure)과 정체온도(stagnation temperature)를 가지고 있으며, 원주방향의 속도 성분은 없고, 계산격자로 이루어진 유선방향의 곡면에 평행하다고 가정하였다.

계산영역의 출구경계면에서는 팬의 성능에 영향을 줄 수 있다고 생각되는 모든 엔진요소들이 계산 영역에 포함되거나 모사(simulation)되어야 한다. 팬 후방에서의 유동장은 스플리터(splitter)에 의해 코어엔진부분으로 들어가는 유동과 바이패스관(bypass section)으로 들어가는 유동으로 나누어진다. 코어엔진부의 계산영역은 engine section stator (ESS)의 입구까지 확장되며 여기에 코어엔진의 존재를 모델링하는 경계조건이 부과된다. 코어엔진의 압력상승 특성곡선은 허브근처의 팬익의 압력상승 특성곡선에 비해 매우 가파르기 때문에 모든 동작점에서 유량의 변화폭이 매우 작다. 그렇기 때문에 유량계수의 값이 일정하다는 조건을 사용하여 코어엔진을 모델링하였다.

바이패스부의 계산영역(Fig. 2)은 파일론 및 아랫부분의 지지대 전면(leading edge)을 지나 적당한 거리의 하류까지 이어진다. 파일론 및 지지대는 반경방향으로 일정한 두께를 가지고 있으며 바이패스관의 평균반경 위치에서 파일론은 원주길이의 약 8.8%, 지지대는 약 3.4%의 두께를 가진다.

일반적으로 많이 사용되는 출구경계조건은 허브나 케이싱에 정압을 기술하고, 유동이 회전익의 후방에서와 같이 선회유동을 한다면 단순반경평형(simple radial equilibrium)식을 만족시키도록 반경방향으로 정압을 분포시키는 것이다. 이와 같은 경계조건은 하나의 익통로를 통과하는 유동에 대한 계산, 즉 빠르게 감소하는 원주방향의 짧은 길이스케일의 불균일성(예, 후류)만이 존재하는 경우에는 적용할 수 있지만, 먼거리까지 전파되어 출구경계면에서도 여전히 원주방향의 불균일성이 존재할 수 있는 긴 길이스케일의 불균일유동에 대해서는 적용할 수 없다. 그렇기 때문에 3차원 선회유동의 출구경계조건을 어떻게 주어야 하는가 하는 어려운 문제가 제기된다. 비정상유동 계산에서 종종 사용되고 있는 무반사 경계조건(non-reflecting boundary condition)이 채택될 수 있으나 현재의 연구에서는

Joo and Hynes⁽⁴⁾가 개발한 throttle-like 경계조건을 사용하였다.

먼저 바이패스관의 출구경계면에 gauze-honeycomb이 있다고 가정한다. 이것은 gauze-honeycomb이 각원주 및 반경위치에서 유동을 축방향으로 바꾸어 주기 때문에 gauze-honeycomb 하류에 일정한 정압조건을 부과할 수 있기 때문이다. 또한 gauze-honeycomb은 throttle과 같은 압력강하특성을 가지고 있기 때문에 시간진행법으로 해를 구해가는 과정에 수렴성을 좋게하는 이점도 있을 것이다. 물론 gauze-honeycomb의 존재는 출구경계면에 인접한 상류유동에 영향을 준다. 그러므로 이 영향이 팬을 통과하는 유동에 영향을 미치지 않도록 출구경계면을 팬으로부터 충분히 떨어진 후방에 위치시켜야 한다.

유동이 gauze-honeycomb을 통과할 때의 압력강하는 다음 식으로 표시될 수 있다.

$$P_{01} - P_2 = \rho x V_x^2$$

여기서 P_0 는 총압 V_x 는 축방향 속도, x 는 손실 계수이며, 하첨자 1과 2는 각각 gauze-honeycomb의 상류와 하류를 나타낸다. 또한 여기서 유동을 특별히 정확하게 모델링할 필요가 없으므로 비압축성으로 가정하면 출구경계면에 있는 격자(축방향으로 JM-1번째의 격자)에서의 축방향속도는 다음과 같이 표시할 수 있다.

$$(V_x)_{JM-1} = \alpha \sqrt{(P_0)_{JM-1} - p_2}$$

여기서 p_2 는 gauze-honeycomb의 하류에서의 압력으로 대기압으로 주어지고, α 는 throttle 계수로 이 값에 따라 팬의 동작점이 결정된다. 먼저 P_0 가 출구경계면에 인접한 상류로부터 내삽되면 윗식으로부터 축방향속도값이 계산되고 이 값을 사용하여 에너지와 관련된 항들이 새로 계산된다. 기타 자세한 것은 Joo and Hynes⁽⁴⁾를 참조하기 바란다.

3. 파일론(Pylon)과 터보팬 유동장 간섭

터보팬과 파일론 및 OGV 유동장 간섭의 크기를 알아보기 위해 터보팬이 설계속도의 95%인 3534 rpm에서 회전하고 이 속도의 설계점에서 동작할 때에 대하여 계산을 수행하였다. 이 동작조건에서 유량은 916kg/s, 터보팬 입출구에서 총압비는 1.69이다.

먼저 파일론에 의해 야기되는 불균일한 정압과와 이것이 전방으로 전파되는 특성을 살펴본다. Fig. 3은 파일론 전방에서 계산된 정압변동량의 크기를 보여주고 있다. 이 연구의 주요 관심은 유동의 불균일성의 크기에 있으므로 모든 유동량은 각 반경 위치에서 원주방향으로 평균한 값에 대한 차를 평균값의 퍼센트 비로 나타내었다. 즉, 정압변동량의 크기는 다음과 같이 구해진다.

$$\frac{p(r, \theta) - \bar{p}(r)}{\bar{p}(r)} \times 100(\%)$$

여기서 $p(r, \theta)$ 는 정압, $\bar{p}(r)$ 는 원주방향으로의 압력평균값을 나타낸다.

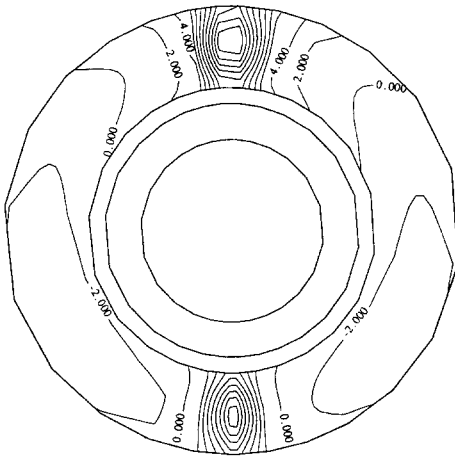


Fig. 3 Static pressure variations due to pylon just upstream of pylon.

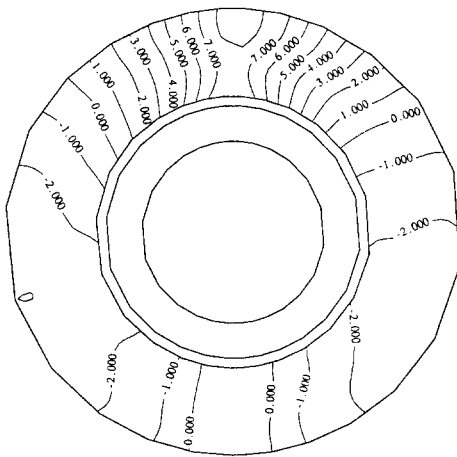


Fig. 4 Static pressure variations at OGV exit for uniform OGV.

Fig. 3에서 보면 윗쪽에 있는 파일론에 의해 평균압력의 12%~20%크기의, 아랫쪽에 있는 지지대(strut)에 의해 평균압력의 10%~16% 크기의 압력상승이 야기되고 있다. 이 정압변동량의 크기는 Fig. 4에서 보는 것과 같이 전방으로 갈수록 감소된다.

또한 Fig. 3과 Fig. 4를 비교해 보면 Fig. 3의 파일론과 지지대에 의해 야기된 불균일 압력의 원주방향의 변동값은 짧은 거리에서 매우 큰 변화를 나타내는 고주파 성분이 존재하지만 OGV출구에서는 Fig. 4에서와 같이 저주파 성분만 남아 원주방향으로 완만하게 변화함을 볼 수 있다. 이것은 전방으로 갈수록 정압변동량은 지수함수의 경향으로 감소되고, 짧은 길이스케일의 변동량은 빠르게 사라지며, 낮은 harmonic number와 관련된 긴 길이스케일의 변동량만이 먼 거리까지 전파된다는 2차원 선형이론의 정성적인 특성을 보여준다.⁽¹⁾

이와 같이 감소되던 불균일 정압변동량은 OGV를 가로질러 약간 증폭된다(Fig. 5), 이것에 대한 해석은 다음절에서 다루어진다. OGV를 가로질러 증폭된 불균일 정압변동량은 다시 전방으로 갈수록 감소된다. 그러나 여전히 상당한 크기(케이싱근처에서 약 8%의 변화량)의 불균일한 정압변동량이 팬 출구까지 존재하는 것을 Fig. 6에서 볼 수 있다. 실제로 이와 같은 불균일한 압력장은 팬의 성능에 영향을 줄 뿐 아니라, 때로는 OGV의 날개가 원주방향의 불균일한 압력으로 인하여 파괴되는 요인이 된다.

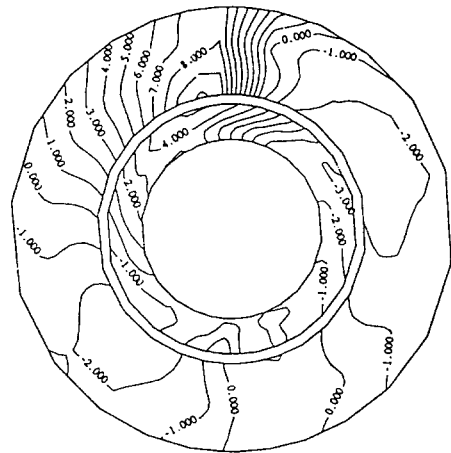


Fig. 5 Static pressure variations at OGV inlet for uniform OGV.

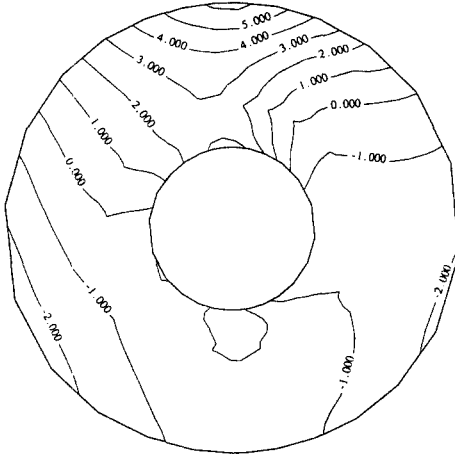


Fig. 6 Static pressure variations at fan exit for uniform OGV.

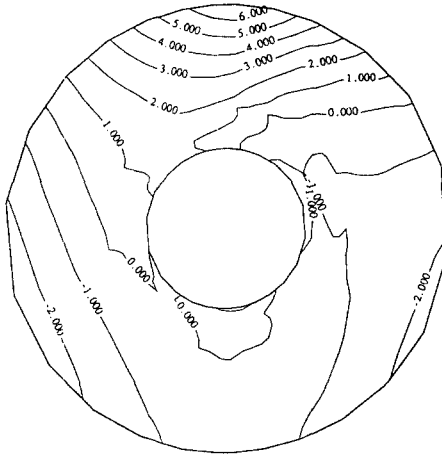


Fig. 7 Total pressure variations at fan exit for uniform OGV.

이러한 불균일한 출구압력장의 영향으로 인해 유체가 터보팬을 통과하면서 얻는 총압상승량이 각 반경위치 및 원주위치에 따라 다르게 된다. Fig. 7의 팬 후방에서의 불균일한 총압변동량이 이것을 보여주고 있다. 팬 actuator disk 출구에서 계산된 총압변동량(total pressure perturbation)의 크기는 케이싱 부근에서 평균총압의 약 8%정도며, 거의 좌우대칭 형상이고 파일론이 있는 윗부분 케이싱 근처에서 가장 크게 나타나고 있다. 반면 아래 부분에 있는 지지대는 거의 영향을 미치지 않고 있는데 이는 이 지지대에 의해 발생하는 압력파가 짧은 길이스케일의 파장을 갖고 있기 때문에 감소되어서

팬 후방까지 그 영향을 미치지 못하기 때문이다. 또한 파일론이 존재하지 않는 코어지역에서도 파일론에 의한 영향이 나타나고 있음을 볼 수 있다. 이것은 파일론에 의해 팬의 입구에서의 유동이 반경 방향으로 재배치를 하기 때문에 가능한 3차원적 성질로서 2차원 해석방법으로는 예측될 수 없는 현상이다. 실제 엔진에서와 같이 비축대칭 형상의 인테이크에 의한 불균일 입구유동의 영향이 고려된 계산결과⁽⁴⁾와 비교해 볼 때도 터보팬의 바이패스 지역의 윗부분을 통과하는 유동의 불균일한 압력상승은 주로 파일론에 의한 것임을 알 수 있다.

4. OGV가 불균일정압(pressure distortion)의 전파특성에 미치는 영향

파일론에 의해 야기된 불균일 압력파는 전방으로 전파됨에 따라 원주방향으로 혼합(mixing)되면서 선형화된 유동장내에서는 지수함수로 감소된다⁽¹⁾. 그러나 팬과 파일론 사이에 존재하는 OGV는 날개의 존재로 인하여 원주방향의 혼합에 의한 감쇠가 일어나지 못할 뿐더러 입구와 출구의 유동각의 크기에 따라 변동량이 Fig. 5에서 본 것처럼 증폭되기도 한다.

이와 같은 특성을 간단히 actuator disk 모델을 사용하여 알아보도록 한다. 유동이 2차원, 비압축성, 비점성이고 OGV를 가로질러 손실이 없다고 가정하면, 베르누이식으로 부터 OGV의 입구(첨자 1)와 출구(첨자2)에서의 정압, p 는 다음과 같이 총압, P_0 , 밀도 ρ , 속도, V 항으로 표현될 수 있다.

$$p_1 = P_0 - \frac{1}{2} \rho V_1^2 \quad (1)$$

$$p_2 = P_0 - \frac{1}{2} \rho V_2^2 \quad (2)$$

또한 연속방정식은 다음과 같이 주어진다.

$$V_{x1} = V_{x2} \text{ 또는 } V_1 \cos(\alpha_1) = V_2 \cos(\alpha_2) \quad (3)$$

만약 평균압력에 대한 압력변동치가 평균압력에 비해 작다고 가정하면 식 (1)과 (2)를 선형화할 수 있고, 다음과 같이 정의되는 압력변동값에 대한 증폭계수(amplification factor, AF)를 구할 수 있다.

$$AF = \frac{p'_1}{p'_2} = \frac{\bar{V}_1}{\bar{V}_2} \frac{V'_1}{V'_2} \quad (4)$$

여기서 상첨자 '와 '는 각각 유동량의 평균값과

변동값을 나타낸다. 즉,

$$p = \bar{p} + p' \quad \text{그리고} \quad V = \bar{V} + V'$$

식 (3)을 식 (4)에 대입하면

$$\frac{p'_1}{p'_2} = \left(\frac{\cos(\alpha_2)}{\cos(\alpha_1)} \right)^2 \quad (5)$$

대개 OGV의 입구유동각, α_1 은 출구유동각, α_2 보다 크므로 압력변동의 크기는 OGV의 전방압력이 후방압력보다 커짐을 알 수 있다.

5. Cyclic OGV

식 (5)에서 알 수 있듯이 OGV 익렬의 출구날개각을 원주방향으로 적절히 균일하지 않게 배열한다면 파일론에 의해 야기된 불균일 압력을 상쇄시키는 압력파를 발생시킬 수 있고 따라서 불균일 압력이 터보팬 후방으로 전파되는 것을 막을 수 있을 것이다.

Fig. 8은 엔진제조사에서 설계된 cyclic OGV를 보여준다. 좀 더 많은 종류의 다른 출구날개각을 가진 익들을 사용하면 파일론의 영향을 더 많이 차단시켜줄 수 있지만 날개의 제작비용이 커지므로 날개의 종류를 최대한 줄여 3종류의 다른 출구날개각의 익을 사용하였다. 이 cyclic OGV가 어느 정도 불균일 압력이 전방으로 전파되는 것을 막을 수 있는가를 알아보기 위해 OGV 입구에서 계산된 정압변화량의 분포를 균일 출구각의 OGV에 대한 결과와 비교하였다.

Fig. 9로부터 균일출구각의 OGV의 입구에서 정압변동폭이 약 10%인데 반하여 cyclic OGV에서는 약 4%로, 압력변동의 크기가 OGV 날개출구각의 간단한 불균일 배열에 의해 0.5이상 약해지고 있음을 알 수 있다. 이와 같이 cyclic OGV를 통과할 때 불균일 정압의 크기가 작아짐으로 해서 터보팬에 의한 불균일 압력상승의 크기도 작아진다. Fig. 10은 계산된 OGV 입구에서의 총압변동량의 분포를 보여 준다. 균일출구각의 OGV는 케이싱 부근에서 총압변동폭은 평균총압에 대하여 약 8%를 보인 반면에 최적출구각을 가진 cyclic OGV는 약 4%의 변동폭을 보이고 있어, 약 4%정도를 감소시

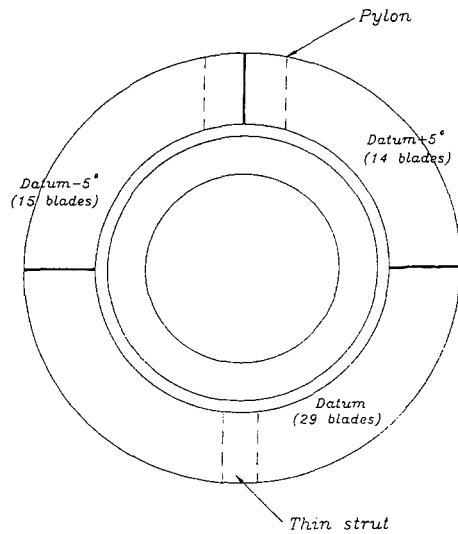


Fig. 8 Cyclic pattern of blade angles at OGV exit.

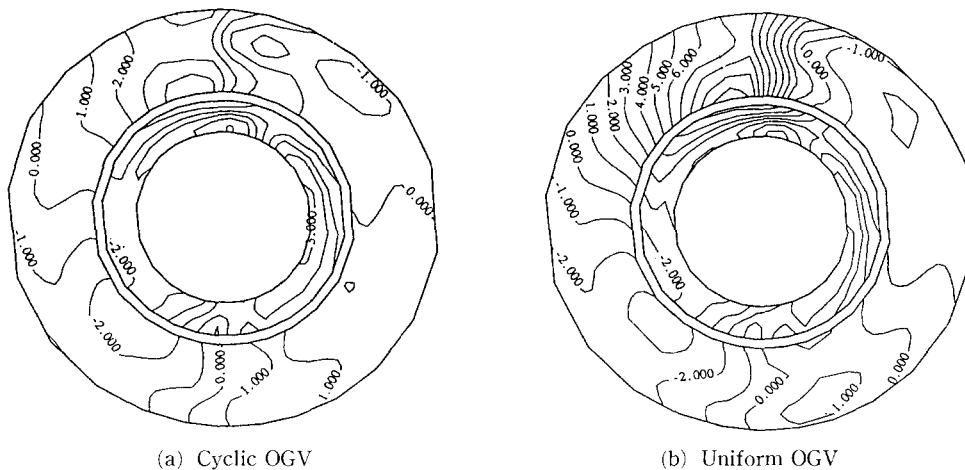


Fig. 9 Comparison of static pressure variations predicted at OGV inlet for uniform and cyclic OGV.

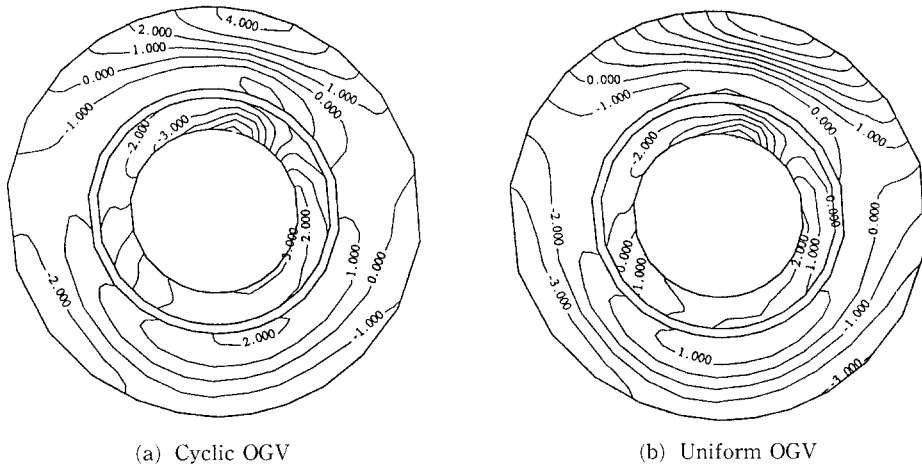


Fig. 10 Comparison of total pressure variations predicted at OGV inlet for uniform and cyclic OGV.

김을 볼 수 있다.

6. 결 론

Actuator disk 3차원 수치계산 방법을 사용하여 실제 터보팬엔진에서 후방지지물과 터보팬 유동장들의 상호간섭(interaction)특성에 대해 살펴보았다. 지지물에 의해 야기되는 불균일 압력변동량은 전방으로 갈수록 감소된다. 이때 엔진 아랫부분에 있는 지지대의 영향은 빠르게 감소되어 짧은 거리 안에서 사라지지만, 엔진 윗부분에 있는 파일론에 의한 영향은 긴 길이스케일의 불균일압력 성분과 관련되어 터보팬 출구위치에서도 상당한 크기로 남아 터보팬의 압력상승 특성에 영향을 미친다.

또한 터보팬과 파일론 사이에 있는 outlet guide vane(OGV)은 파일론에 의해 생성된 불균일 압력파동(static pressure disturbance)이 전방으로 감소되는 특성에 상당한 영향을 미치고 있으며, 그 영향의 크기와 관련된 기본 파라미터(parameter)는 OGV의 입구 및 출구 유동각이다. 날개각이 균일한 OGV는 불균일 압력파의 감소를 지연시키거나 때로는 증폭시키지만, OGV 출구날개각의 간단한 불균일 배열에 의해 파일론에 의한 터보팬의 압력상승의 불균일성을 50% 이상 약화시킬 수 있음을 알 수 있다.

후 기

이 연구는 한국과학재단의 특정연구과제(과제번호

95-0200-01)의 일부로 수행되었습니다. 연구가 수행될 수 있도록 연구비를 지원해 주신 관계자들에게 감사사를 드립니다.

참고문헌

- (1) Ham, C. J. and William, D. D., 1983, "Some Applications of Actuator and Semi-Actuator Disk Theory to the Problem of Intake/Engine Compatibility," *JSME International Gas Turbine Conference*, Tokyo, Paper No. 83-Tokyo-IGTC-50
- (2) Joo, W. G., 1994, "Intake/Engine Flowfields Coupling in Turbofan Engines," *Ph. D. Thesis*, Cambridge University Engineering department.
- (3) Chiang, H-W. D. and Turner, M. G., 1993, "Compressor Blade Forced Response due to Downstream Vane-Strut Potential Interaction," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 118, pp. 134~142.
- (4) Joo, W. G. and Hynes, T. P., 1997, "The Simulation of Turbomachinery Blade Rows in Asymmetric Flow using Actuator Disks," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 119, pp. 723~732.
- (5) Dawes, W. D., 1988, "Development of a 3D Navier-Stokes Solver for Application to All Types of Turbomachinery," *ASME Paper* 88-GT-70.
- (6) Hawthorne, W. R., Mitchell, N. A., McCune, J.

E., and Tan, C. S., 1978, "Non-axisymmetric
Flow through Annular Actuator Discs : Inlet

Distortion Problem," *ASME Journal of Engi-
neering for Power*, Vol. 100, pp. 604~617.