

입구 불균일 전압 유동이 익렬 성능에 미치는 영향

Effects of Inlet Total Pressure Distortion to Blade Row Performance

주원구* (연세대학교), 전용민, 양수석 (한국항공우주연구소)

1. 서론

여객수송항공기 터보팬엔진의 터보팬은 이륙시나 순항속도로 비행할때라도 강한옆바람(cross wind)을 만났을 때 인테이크(intake) lip 근처에서 발생하는 유동박리(flow separation)로 인해 종종 불균일한 전압분포를 갖는 입구유동의 지배를 받는다. 이와 같은 불균일 입구 유동은 팬 뿐만 아니라 전체 엔진의 성

능과 안정성에 크게 영향을 미치므로 엔진 설계시 이에 대한 고려가 필요하다. 불균일 입구유동에 지배를 받고 있는 팬유동장의 특성은 두 유동장이 서로 강하게 간섭한다는 것이다. 그렇기 때문에 인테이크와 팬에 대해 각각 독립적으로 계산되고 실험된 결과는 인테이크와 엔진이 결합된 상태에서 얻은 결과와 크게 다를 수 있다. Hodder(1)

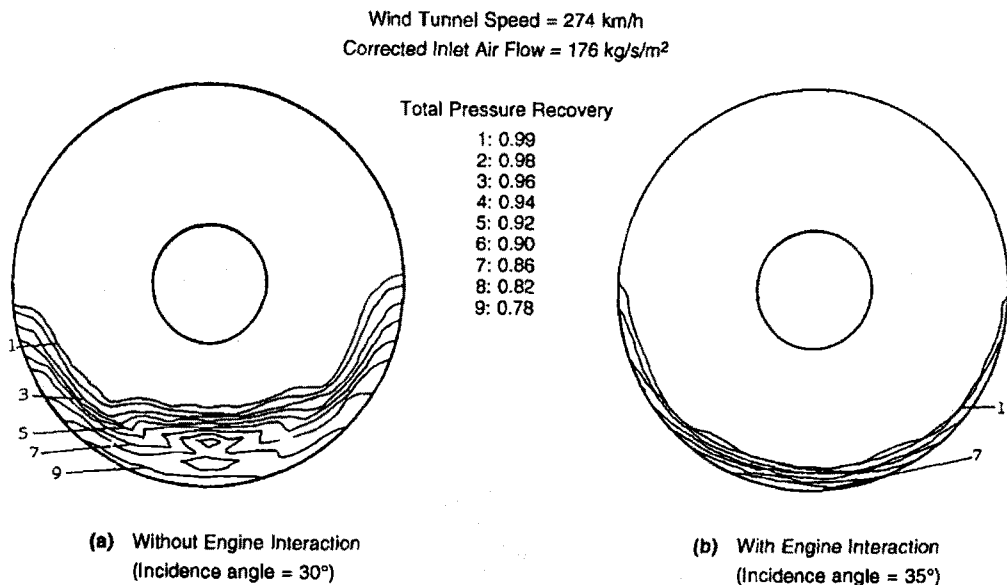


Fig. 1 Comparison of total pressure with and without engine interaction at fan face (taken from Hodder⁽¹⁾)

는 인테이크와 엔진유동장 간섭 특성을 알아보기 위해 실제 엔진에서와 같이 엔진을 인테이크 입구부에 가까운 위치에 설치한 경우와 평행덕트부를 사용하여 엔진을 인테이크 입구부로 부터 멀리 떨어지게 위치시킨 경우에 대해 실험을 하였다. 그림 1은 그의 실험결과를 보여주는데, 강한 옆바람(cross wind)에 의해 인테이크 입구부에서의 유동박리로 인한 손실로 나타나는 낮은 전압을 갖는 유동영역이 엔진의 존재에 의해 크게 감소하고 있음을 볼 수 있다. 그림 1에서 보듯이 유동장 상호간섭은 그 크기가 작지 않아 인테이크와 엔진 설계시 예측되고 고려되어야 하지만 아직 이렇다 할 계산방법이 개발되지 못한 실정이다. 불균일 유동이 압축기 성능에 미치는 영향을 예측하기 위한 방법은 일반적으로 익렬바깥 불균일유동장의 계산과 익렬의 성능을 추정하는 모델, 두 부분으로 구성된다. 익렬바깥 유동장은 수치계산으로 풀거나 유동장의 불균일성이 평균유동에 대해 매우 작다라고 가정하여 유동방정식을 선형화시키고 유도된 이론해로 부터 구할 수 있다. 불균일 유동의 지배를 받는 익렬의 성능은 불균일유동이 한 익간거리(one pitch)에서의 유동변화량이 무시될 수 있는 긴 길이스케일(long length scale)가질 때 각 반경, 각 원주위치에서 입구유동조건과 같은 균일유동에서 동작될 때 얻어지는 익렬성능으로 부터 추정될 수 있다고 가정하여 개발된 actuator disk 또는 semi-actuator disk를 사용하여 모델링한다.

Actuator disk란 두께 없이 이것을 가로질러 유동량의 값이 불연속적으로 변할 수 있도록 허용하는 인위적인 기기로서 actuator disk를 가로질러 익렬 성능을 모사하는 경계조건이 부과된다. Semi-actuator disk 는 익을 일차원 평판으로 가정하고 익렬내 유동장을 계산하여 익렬성능을 유추하는 모델이다. 지금까지는 2차원 모델을 주로 사용하였지만 이는 3차원 유동특성이 중요한 낮은 허브-케이싱비(low hub-to-casing ratio)의 터보팬과 같은 유동장 해석에는 사용할 수 없다. 3차원해석방법으로는 우선 Dunham(3)과 Hawthorne et al.(4)에 의해 개발된 3차원 actuator disk 선형모델이 있다. 그러나 이 모델은 평행원통관내를 평균 유동이 자유와류로 선회하는 비압축성, 비점성유체의 유동에만 적용할 수 있는 매우 제한적인 모델로 실제 문제에 적용할 수 없으며, 불균일유동의 정성적인 특성을 알아보는데 사용하는 정도이다. 최근 Joo and Hynes(5,6)는 터보익렬내 유동을 actuator disk로 모델링하고, 익렬바깥의 유동장을 3차원 수치계산으로 해를 구하는 새로운 계산방법을 개발하고, 이를 사용하여 입구유동의 전압이 일정하지만 비축대칭형상의 intake와 pylon등에 의해서 팬의 입구-출구에 야기되는 불균일정압이 팬의 성능에 미치는 영향에 대해 좋은 결과를 발표하였다.

본 연구에서는 Joo and Hynes의 계산방법을 불균일 정압 유동장 해석에 이어 불균일 전압 유동장 해석에 적용하

고자 한다. 먼저 계산방법의 타당성을 확보하기 위한 일련의 검증과정의 하나로서, Rizvi(7)가 실험한 사각과형상의 불균일전압 입구유동의 지배를 받는 단독자유와류형 회전차(isolated free vortex rotor)에 대한 일련의 실험결과와 비교해 본다. 아울러 3차원 선형이론모델과의 비교를 통하여 비선형성의 크기를 평가하며, 회전차의 손실 및 비정상성(unsteadiness)이 불균일 유동장에 미치는 영향도 알아본다.

2. 실험용 자유 와류 압축기

Rizvi(7)는 불균일전압 입구유동에 대한 압축기 익렬의 반응을 연구하기 위해 평행한 annulus 내에 설치된 단독자유와류형 회전차(isolated free vortex rotor)에 대해 일련의 실험을 수행하고 actuator disk 선형모델로 계산한 값과 비교하였다. 실험대상 회전차로서 자유와류형 회전차를 선정한 이유는 3차원 선형유동방정식으로 부터 해를 구할 수 있는 유일한 유동이 자유와류 선회유동이기 때문이었다.

압축기는 3차원 유동현상이 나타날 수 있는 0.4의 낮은 허브-케이싱비(hub-casing ratio)를 가진 자유와류형 축류압축기로서, 날개끝단(tip)의 반경은 0.762m 였다. 회전차는 480rpm 의 회전속도로 구동되며, 날개끝단에서 속도는 38 m/s이다. 따라서 압축성은 무시될 수 있다. 날개는 원호캠버선(circular arc camberline)의 C4 형 날개를 사용하였다. 균일입구유동에 대한

설계유량계수(flow coefficient)는 0.7이며, 회전차 출구에서의 유동은 0.3의 와류강도를 갖는 자유와류유동이다. 여기서 유량계수, ϕ 와 자유와류강도, K 는 다음과 같이 정의된다.

$$\phi = \frac{V_x}{U}$$

(1)

$$V_\theta = K \frac{V_x}{(r/r_{tip})}$$

(2)

여기서 U 는 평균반경위치에서의 날개의 속도이다.

불균일전압은 회전차의 먼 상류에서 gauze screen을 사용하여 발생시켰다.

3. 계산방법

Rizvi(7)가 실험한 자유와류형 압축기 유동장을 3차원 수치계산 방법을 사용하여 계산하였다. 또한 3차원 선형이론으로 구한값과 어느정도 차가 있는지 알아보기 위해 3차원 선형이론 계산모델을 사용하는 계산도 함께 수행하였다. 이 두가지 계산방법이 아래에 간략하게 기술되어진다.

3.1 수치계산방법

Actuator disk 익렬모델을 사용하는 3차원 수치계산방법에 대한 일반적인 설명은 Joo와 Hynes(5)에 상세히 기술되어 있으므로, 여기서는 현 문제와 관련된 부분만 기술한다.

3차원 불균일 유동장은 절대 원통형 좌

표계에서 유도된 적분형태의 Reynolds averaged Navier-Stokes 유동방정식으로 표현되며, 유동방정식은 유한체적법(finite volume method)으로 이산화시키고 시간진행법(time marching)으로 해를 구한다.

계산영역의 입구경계면에서는 전압(total pressure), 전온(total temperature) 그리고 반경방향과 원주방향의 유동각이 주어진다. 출구경계조건은 Joo and Hynes(5)가 출구경계면에 gauze-honeycomb이 설치되어 있다고 가정하고 유도한 throttle-like 경계조건을 사용하였다. 회전차 익렬은 actuator disk로 교체되고 각 익렬의 코드(chord) 중앙부에 위치시킨다. 전후방유동장을 matching 시키기 위해, 각 반경, 각 원주위치에서 actuator disk를 가로질러 아래 5개의 경계조건들, 즉 (i) 질량 보존, (ii) 반경방향 운동량 보존, (iii) 로탈피(rothalpy) 보존, (iv) 익렬에 대한 상대출구유동각 기술, (v) 총압상승(혹은 손실) 기술이 부과되어진다.

현재의 계산을 위해 출구상대유동각은 실험값과 같은 자유와류강도를 갖도록 주어졌다.

3.2 Actuator Disk 선형이론

만약 불균일유동이 평균유동(mean flow)에 변동량(perturbation)이 중첩되어 있는 것으로 생각할 수 있고 그 변동량이 작다고 한다면, 유동방정식을 평균유동에 대해 선형화시킬 수 있다. 또한 문제가 선형화되었기 때문에 불균일

유동량의 분포를 Fourier 급수로 표현하면 각 Fourier 성분을 따로 따로 계산할 수 있을 것이다.

2차원 선형유동방정식의 일반해는 구할 수 있지만, 3차원 선형방정식은 정상, 비압축성, 비점성 유체가 평행 원통관(parallel annulus)내를 평균유동이 자유와류로 선회하는 경우에 대해서만 해(solution)가 존재하며 Dunham(3)에 의해 최초로 발견되어졌다. 3차원 선형유동방정식의 해는 Fourier급수와 Bessel 함수로 복잡하게 구성되어 있으며, 해를 구하는 상세한 과정은 Dunham(3), Hawthorne et al.(4))를 참조하기 바란다.

이 선형이론 계산모델을 Rizvi(7)가 실험한 압축기의 불균일 유동장의 계산에 적용하였다. 먼저 압축기 회전차 전후방 유동장에 대해 각각 이론해들을 얻는다. 압축기 회전차내 유동은 수치계산에서와 마찬가지로 상세한 계산을 하지 않고 actuator disk를 사용하여 모델링한다. 비압축성 선형유동방정식의

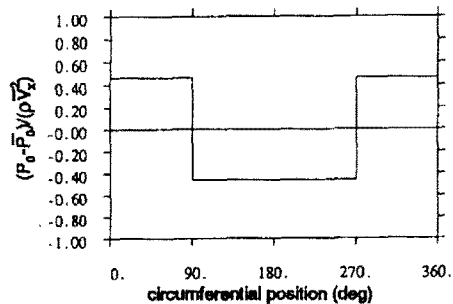


Fig.2 Square wave inlet total pressure distortion tested by Rizvi(7)

미지수가 4개이므로 actuator disk를

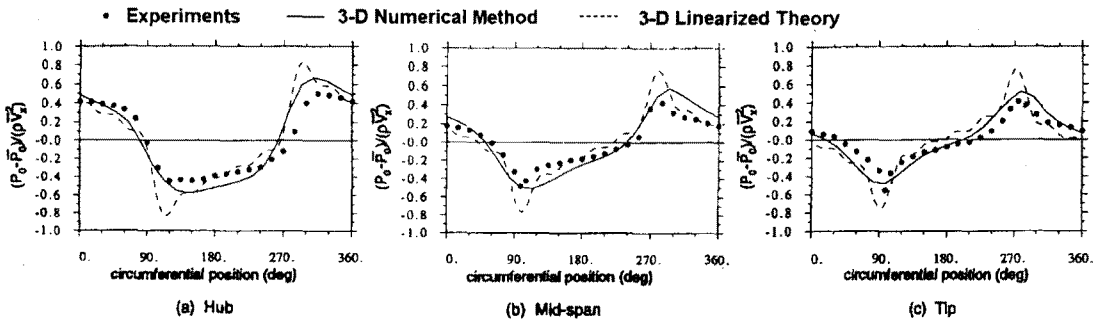


Fig.3 Total pressure perturbation at one chord downstream of free vortex rotor

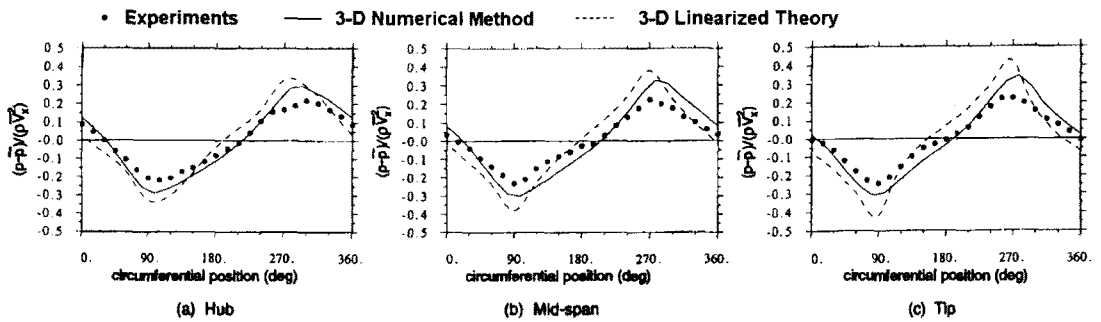


Fig.4 Static pressure perturbation at one chord downstream of free vortex rotor

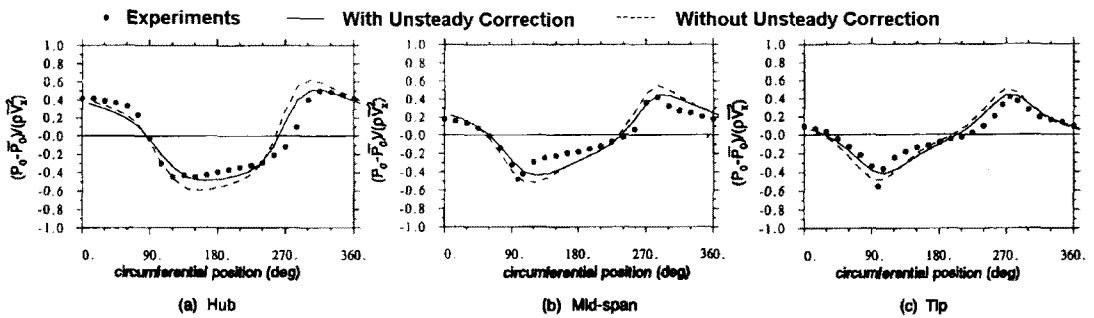


Fig.5 Total pressure perturbation at one chord downstream of free vortex rotor

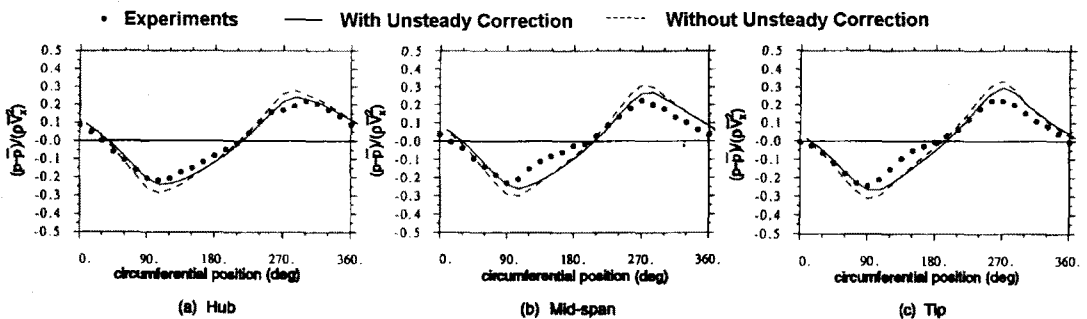


Fig.6 Static pressure perturbation at one chord downstream of free vortex rotor

가로질러 회전차 전후방 유동장의 해들을 matching시키기 위해 질량보존, 반경방향 모멘텀 보존, 회전익렬 출구에서의 상대유동각 기술 및 손실이 기술된다.

상기 조건들 중 출구상대유동각은 수치계산에서와 같이 Rizvi의 실험값과 같은 자유와류장도를 갖도록 주어졌다.

4. 결과 및 토의

4.1 계산결과

먼저 3차원 비선형 수치계산결과를 실험결과와 3차원선형 이론해와 비교하였다. 회전차는 설계조건에서 동작되며, 입구유동은 그림 2에서 보여준 것과 같은 사각파형 불균일전압을 가졌으며, 전압변동값(total pressure perturbation), $P_0 - \bar{P}_0$ 의 크기는 $0.46 \rho \bar{V}_x^2$ 이다. 모든 계산결과는 비정상성(unsteadiness)과 손실(loss)이 없다고 가정하여 얻었으며, 비정상과 손실에 대한 평가는 나중에 논의되어질 것이다. 회전차의 1코드(chord) 후방의 허브근처(0.8% span), 익 중간(50% span), 익끝단부근(92% span)의 세개의 반경위치에서 $\rho \bar{V}_x^2$ 로 무차원화시킨 전압변동값, $(P_0 - \bar{P}_0) / \rho \bar{V}_x^2$, 이 그림 3에 나타나 있다. Rizvi에 의해 측정된 값은 검은 점으로, 수치계산과 선형이론해로부터 구해진 값들은 실선과 점선으로 각각

표시되어졌다. 그림으로 부터 비선형성을 포함하는 수치계산방법이 선형이론보다 실험값에 더 잘 일치시키고 있음을 알 수 있다. 그러나 이 비선형성의 크기는 유동량의 값이 급격하게 변하는 90° 와 270° 부근 지역을 제외하고는 그렇게 크지 않다. 이와 같은 경향은 그림 4의 같은 위치에서의 무차원된 정압변동값, $(p - \bar{p}) / \rho \bar{V}_x^2$, 분포에서도 확인할 수 있다.

4.2 비정상성의 영향(Unsteady Effects)

절대좌표계에서 정상(steady)상태의 불균일 유동일지라도, 이 불균일유동장 내를 회전하는 회전차는 비정상유동(unsteady flow)을 경험하며 이것은 회전차의 압력상승 특성에 영향을 미칠 것이다. 비정상성의 영향은 점성과 비점성적인 면으로 구분할 수 있다. Moore(8)는 이 중 비정상 유동의 비점성적인 면이 더 중요하며, 이것은 비정상 비점성 선형이론 모델로부터 계산될 수 있다고 하였다. 본 연구도 이와 같은 결론에 따라 익통로내 유동을 일차원 직선채널안을 흘러가는 등엔트로피, 비정상, 비점성, 선형유동으로 모델링하였다. 일차원 비정상 선형방정식으로 부터 구해진 익렬 입구와 출구사이에서의 질량 flux, 로탈피 flux의 차가 actuator disk 경계조건에 더해진다. 이 모델의 상세는 Joo and Hynes(6)을 참조하기 바란다. 비정상성을 고려한 계산과 고려하지 않은 계산 결과가 그림 5와 그림 6에서

비교되어진다. 그림 6는 회전차출구로부터 1코드 후방위치에서 측정되고 계산된 무차원 전압변동값을 그림 6은 같은 위치에서 무차원 정압변동값을 나타낸다. 이들 비교로부터 비정상성의 영향은 유동량이 급격하게 변하는 최대, 최소값근처에서 가장 크게 나타나고 그 외의 부분에서는 무시될 수 있음을 알 수 있다. 그러나 이것은 1차원 비정상 비점성 선형모델에 의해 평가된 값이며, 실제로는 반경방향으로의 3차원 비정상 영향이 중요할 수 있으므로, 보다 정확한 비정상성의 평가는 3차원 비정상 수치계산모델을 사용하여 평가되어야 할 것이다.

4.3 손실의 영향(loss Effects)

회전익렬이 설계조건에서 동작되어질 때는 손실이 매우 작다. 그러나 동작점이 스톨점(stall point)에 가까워지면 높은 유동영각(attack angle)에 의해 손실이 증가하게 된다. 그러므로 불균일 유동장내에서 동작하는 회전차는 불균일 유동의 평균유동이 설계동작점에서 운전되어진다 할지라도 annulus의 일부는 손실이 큰 비설계조건(즉 stall점 근처)에서 동작되어지고, 따라서 손실이 회전차를 통과하는 유동에 미치는 영향을 평가할 필요가 있을 것이다.

Rizvi의 실험에 사용된 회전익 날개에 대해 측정된 손실데이터가 없으므로 단순한 손실모델을 사용하여 손실의 영향을 평가하였다. 그림 7은 Rizvi가 사용한 것과 같은 종류의 C4 익형에 대한 영각과 입구마하수에 따른 손실의 크기

를 보여주고 있다. 이것은 Andrew(9)에 의해 측정된 데이터로서 Cumpsty(10)의 책에서 인용한 것이다. 낮은마하수(약 0.5 이하)에서 손실은 마하수의 변화에 영향을 받고 있지 않고, 오직 영각만의 함수임을 알 수 있다. 따라서 본 연구에서 손실은 Cumpsty(10)가 제시한 마하수 0.4일때의 손실곡선을 영각에 대해 curve fitting하여 얻은 식으로부터 계산하였다.

비록 정확한 모델은 아니지만 최소한 불균일 유동에 있어서 손실의 영향을 정성적으로 파악할 수 있으리라 생각되어진다. 이 모델에 의해 계산된 손실값이 actuator disk 경계조건 중 손실에 관한 조건에 더해진다.

그림 7과 8은 사각파형 불균일 전압입구유동에 대해 비정상성과 손실 모두를 고려해서 계산한 무차원된 전압변동값과 정압변동값을 비정상성만 고려한 계산값과 각각 비교하고 있다. 그림에서 보듯이 손실은 최대, 최소값근처에서 변동값(perturbation)의 크기를 약간 감소시킬 뿐 큰 영향을 미치지 않고 있다. 따라서 회전차가 설계조건(평균유동)에서 동작되어질 때 손실이 불균일 유동에 미치는 영향은 매우 작음을 알 수 있다.

5. 결론

Actuator disk 익렬모델을 사용하는 3차원 수치계산방법이 불균일전압 입구 유동의 지배를 받고 있는 낮은 허브케

이싱비(hub-to-casing ratio)를 갖고 있는 자유와류형 압축기 익렬유동장을 계산하는데 적용하였다. Rizvi(7)에 의해 얻어진 실험결과와의 비교를 통하여, 개발된 수치계산방법이 강하게 간섭이 일어나는 3차원 불균일 압축기 유동장을 계산할 수 있음을 보여주었다.

비선형 수치계산은 3차원 선형이론해보다 좀 더 실험치에 근사한 결과를 예측하지만 유동량이 갑자기 변하는 영역을 제외하고는 비선형성의 크기가 작았다. 또한 일차원 비정상 선형모델로부터 추정된 비정상성의 영향과 단순한 포물선 손실모델로부터 계산된 손실에 의한 영향 모두 설계동작조건에서는 무시할 정도로 작았다. 그러나 이와 같은 결과는 회전차가 불균일유동의 평균유동에 대해 설계조건하에서 동작할때의

결과이며, 유동의 불안정성을 일으키는 stall 동작점 근처의 비설계 조건에서는 결과가 달라질 수도 있으므로 이에 대한 연구가 필요할 것이다.

후기

이 연구(논문)은 과학기술부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구사업(스마트무인기기술개발)의 일환으로 수행되었습니다

참고문헌

[1] Hodder, B. K., 1981, "An Investigation of Engine Influence on Inlet Performance," NASA CR 166136.

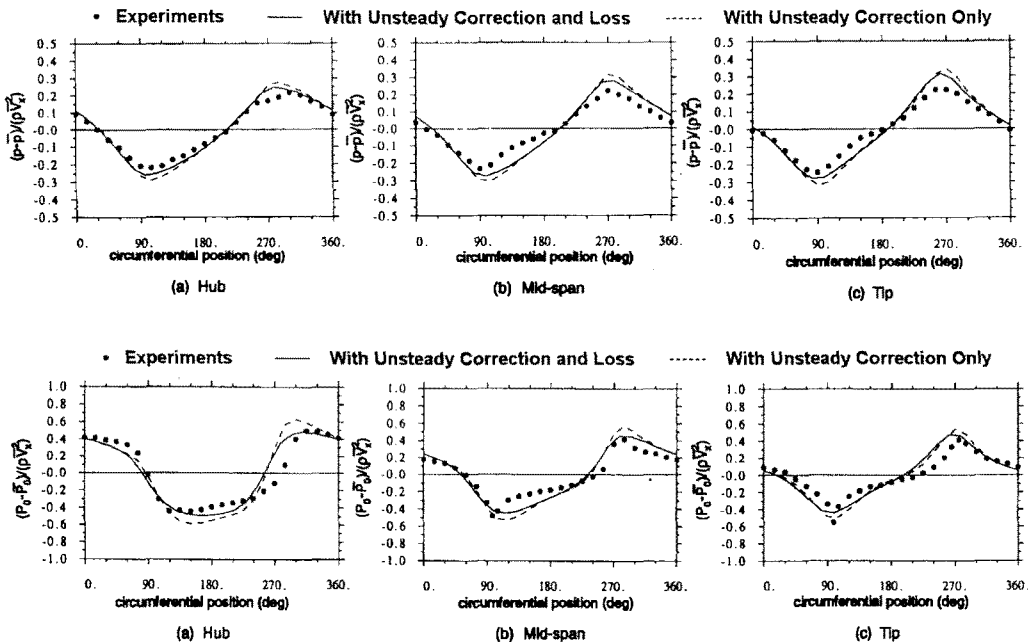


Fig.8 Static pressure perturbation at one chord downstream of free vortex rotor

[2] Motycka, D. L., 1985, "Reynolds Number and Fan/Inlet Coupling Effects on Subsonic Transport Distortion," AIAA Journal of Propulsion, vol. 1, pp. 229-234

[3] Dunham, J., 1965, "Non-Axisymmetric Flows in Axial Flow Compressors," Mechanical Engineering Science Monograph, No. 3, pp. 1-32.

[4] 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 Engineering for Power, vol. 100, pp. 604-617.

[5] 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, No. 4, pp 723-732.

[6] Joo, W. G. and Hynes, T. P., 1997, "The Applications of Actuator Disks to Calculations of the Flow in Turbofan Installations," ASME Journal of Turbo-machinery, Vol 119, No. 4, pp 733-741.

[7] Rizvi, S. A. H., 1977, "Inlet Mal-distribution Effects in Axial Compressor Rotors," Ph. D. Thesis, Cambridge University Engineering Department.

[8] Moore, F. K., 1984, "A Theory of Rotating Stall of Multistage Compressors : Part I - Small Disturbances," ASME Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, Vol. 106, pp. 313-320.

[9] Andrews, S. J., 1949, "Tests related to the Effects of Profile Shape and Camber-line on Compressor Cascade Performance," Aeronautical Research Council R and M 2743.

[10] Cumpsty, N. A., 1989, Compressor Aerodynamics, Longman Scientific & Technical