

초소형 엔진의 윈드밀링 시동 성능 해석

김완조* · 박휘섭* · 노태성** · 최동환***

A Study on Windmilling Start Performance of Micro Turbo-jet Engine

Wanjo Kim* · Hwiseob Park* · Tae-Seong Roh** · Dong-Whan Choi***

ABSTRACT

A numerical method based on the prediction of total pressure loss of major components of the engine has been developed for prediction of the windmilling start performance of micro-turbojet engine. The start performance in on/off design region has been analysed by applying this method to predict windmilling start-able regions of the centrifugal-type engine. The results of this analysis have been validated by comparing with the test data. The effect of each design parameters on windmilling start performance has been analysed for the enlargement of start-able regions.

초 록

본 연구에서는 초소형 엔진의 윈드밀 시동 성능을 예측하기 위해 엔진의 주요 구성 부품의 전압력 손실 예측에 기반한 수치 방법을 개발하였다. 이 수치 기법을 원심형 압축기를 가진 엔진에 적용한 후 해석 결과를 시동 성능 시험 데이터와 비교하여 수치 기법의 신뢰도를 확인하였고 탈설계점 및 설계점 영역에서의 시동 성능 및 시동 가능 영역을 예측하였다. 윈드밀 시동 가능 영역 확장을 위해 각 설계 변수들의 윈드밀 시동 성능에 미치는 영향을 해석하였다.

Key Words: Windmilling(윈드밀링), Micro Turbo-jet Engine(초소형터보제트엔진), 사류형, 원심형, Starting Performance(시동성능), Loss analysis(손실해석)

1. 서 론

초소형 터보제트 엔진은 소형, 저가이면서 중량

이 작은 구조를 가지면서 고고도까지 넓은 운용 범위에서 운용 가능해야 하며 공중 시동이 가능해야 한다. 이를 위해 강제 시동장치를 사용하지 않고 윈드밀링만으로 시동하는 방법이 선호된다.

본 연구의 목적은 초소형 제트 엔진의 윈드밀 시동 성능을 해석하여 대상 엔진의 윈드밀 시동이 가능한 영역을 예측하는 것이다. 본 연구의 초소형 터보제트 엔진에서는 작은 크기를 구현

† 2007년 12월 18일 접수 ~ 2008년 3월 21일 심사완료

* 학생회원, 인하대학교 대학원 항공공학과

** 종신회원, 인하대학교 항공우주공학과

*** 정회원, 인하대학교 항공우주공학과

연락처, E-mail: kimwanjo@hotmail.com

하기 위해서 단축 사류형 엔진을 대상으로 하였다. 사류형 압축기는 원심형 압축기의 장점 및 축류형 압축기의 장점을 동시에 가짐으로서 초소형화에 따른 성능 저하를 보상하는 효과를 낼 수 있다. 그러나 초소형 사류형 압축기에 대한 손실 실험식이나 구체적인 데이터가 없는 초기 설계 단계에서 초소형 엔진의 시동 성능을 손실 해석을 통해 예측하기는 어렵다. 따라서 본 연구에서는 초소형 사류형 압축기의 손실을 해석하기에 앞서 사류형 압축기의 해석 과정에 포함이 되는 원심형 압축기를 대상으로 손실 해석을 하였다.

엔진의 성능을 예측하기 위한 방법으로는 각 구성부품의 성능도를 이용하여 성능을 예측하는 방법과 엔진 내부에서 발생하는 전압력 손실을 예측함으로써 성능을 예측하는 방법이 있다. 그런데 윈드밀 시동 시 엔진을 통과하는 질유량의 범위는 일반적으로 설계점 질유량의 0~17% 범위이다.[1] 그러나 대부분의 압축기 성능 맵에는 이와 같은 작동 영역에 대한 성능이 제시되어 있지 않다. 따라서 본 연구에서는 엔진 내부에서 발생하는 전압력 손실을 예측함으로써 시동 성능을 예측하는 방법을 사용하였다. 이 방법을 통해 해석된 시동 성능을 시험데이터와 비교하여 신뢰도를 확인하고 이를 바탕으로 엔진의 윈드밀링 시동 가능 영역을 예측하였다. 또한, 각 설계 변수들이 윈드밀링 시동 성능에 미치는 영향을 분석하였다.

2. 연구 내용

기본적인 해석 방법으로 엔진 유입 공기와 Nozzle의 질유량은 서로 동일하여야 하며 압축기와 이를 돌리는 터빈의 회전수도 일치하여야 한다. 또한, 터빈 출력, 압축기 입력 및 가용 동력간의 상호 관계가 다음의 해석방법에 만족되어야 한다. Fig. 1은 해석 방법에 대한 전체 흐름도이다. 이 과정에서 유량은 초크 유량식을, 토크는 속도선도를 이용하여 계산하며 전체 과정

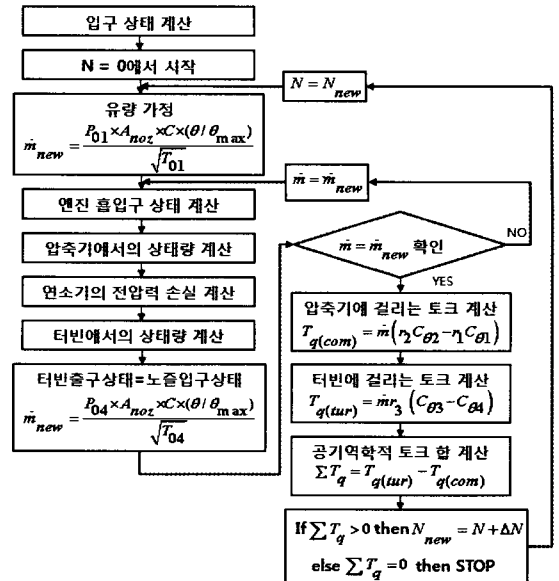


Fig. 1 Flow Chart

은 반복 계산을 통해 진행된다.

2.1 원심 압축기 해석 방법

임펠러 내의 흐름은 3차원, 비정상, 점성 흐름으로서 매우 복잡하기 때문에 단순 예측 방법으로는 이 흐름을 해석할 수 없다. 따라서 본 연구에서는 각각의 압력 손실이 서로 영향을 주지 않는다고 가정하여 각 손실들을 독립적으로 예측한 손실 모델들을 사용하여 성능을 예측하였다.[2] 원심 압축기의 손실은 크게 내부 손실과 외부 손실로 나누어진다. 내부 손실은 임펠러 내부의 확산에 의한 손실과 마찰 손실, 디퓨저의 확산 손실과 같은 유체역학적인 손실을 말하며, 외부 손실은 디스크 마찰 손실, 재순환 손실 등의 유체 역학 외적인 손실을 말한다. 해석 절차는 알고 있는 입구 조건을 이용하여 출구 상태를 계산하고 이 때 계산된 출구 상태를 다음 구성품의 입구 조건이 된다.

원심 압축기에서의 다양한 흐름 형태는 다음과 같이 분류된다.

- (a) 압축기 입구와 같은 정지된 통로에서의 축방향 흐름

- (b) 배인 디퓨저와 같은 가이드가 있는 정지된 통로에서의 회전 흐름
- (c) 배인 없는 디퓨저와 같은 가이드가 없는 정지된 통로에서의 회전 흐름
- (d) 임펠러와 같은 회전 통로에서의 자오(meridional) 방향 흐름과 회전 흐름의 혼합된 흐름

2.2 연소기 해석 방법

윈드밀 시동시의 연소기의 전압력 손실은 주로 표면 마찰과 난류에 의해 발생한다. 연소기의 전압력 손실은 연소기의 형상과 연소기 입구 조건에 따라 불규칙하게 발생되므로 그 경향 예측이 매우 복잡하다. 따라서 본 연구에서는 전압력 손실량을 7%로 가정하고 연소기 출구 압력을 구하였고 연소기에서 발생하는 손실의 크기가 윈드밀 성능에 미치는 영향을 그 손실량을 변화시켜가며 확인하였다.

2.3 축류 터빈 해석 방법

축류 터빈에서의 손실 예측은 캐스케이드 실험 결과로부터 유추·예측된 실험식을 이용하여 예측된다.[3] 축류 터빈의 탈설계 성능 예측 방법에서는 아음속 흐름에서 뒷전 바로 상류의 흐름각은 블레이드 출구각과 같다고 가정하였다. 따라서 이런 흐름각의 성질을 이용하면 유량값에서 계산해 낼 수 있는 축방향 속도 등과 함께 속도선도를 결정할 수 있다. 또, 속도선도를 알면 터빈 동익(rotor)에서의 전엔탈피 저하량(전온도 저하량)을 계산할 수 있다.

2.4 질유량 및 Torque

비행속도, 대기조건이 주어지는 임의의 작동조건에 따른 엔진 내 관통 공기의 유량을 예측하는 것은 실제 엔진이 만들어져 시험을 거치는 단계 이전인 설계단계에서는 간단한 문제가 아니다. 시간에 따른 엔진의 작동상태의 변화를 고려한 천이상태 성능해석[5]에 있어서 유량을 예측하기 위한 비교적 간단한 방법으로 Mattingly - Oates 방법이 있으나 이 방법은 설계점 근처에

서는 적용이 가능하나 엔진 시동과 같이 설계점에서 멀리 떨어진 영역에서는 적용하기 힘들다. 따라서 본 연구에서는 노즐의 유량 계산식과 반복 계산을 통해, 회전 부품들의 공기역학적인 특성과 회전수가 고려될 수 있는 방법으로 엔진 내부를 관통하는 공기유량을 예측하였다.

엔진의 회전 부품에 걸리는 Torque는 단축 엔진의 경우 동력의 균형이 이루어져야 한다. Eq. 1은 윈드밀에 의한 엔진 가속시의 터빈, 압축기, 기타 동력간의 균형을 나타낸다.

$$\dot{W}_{tur} h_{tur} = \dot{W}_{com} h_{com} + (HP)_{ext} + \left(\frac{2\pi}{60}\right)^2 \cdot I_p \cdot N \cdot \frac{dN}{dt} \quad (1)$$

각 항은 엔진 각 회전 부품의 동력을 나타내며 초기 상태에서는 압축기는 공기를 압축시키지 못하는 터빈 모드로 작동을 하고 그 결과 Eq. 1의 터빈 동력항과 압축기 동력항의 불균형으로 인해 dN/dt 은 터빈의 회전수가 어느 이상이 되어 압축기가 공기를 압축시킬 수 있는 회전수 이상이 되기 전까지 0보다 크게 된다. 이로 인해 회전수는 증가하게 되므로 새로운 작동상태가 만들어지고 새로운 작동상태가 만들어지면 앞서의 유량 계산을 반복함으로써 이 작동상태에 대한 유량을 재계산 한다.

2.5 민감도 해석

엔진의 windmilling 성능에 영향을 주는 설계인자들이 무엇인지 또한 그 영향은 어느 정도인지를 알아보기 위해 민감도 해석을 병행하였다. 본 연구에서는 운용 조건을 달리하였을 때의 성능, 대기 온도별 성능 그리고 엔진 형상별 성능을 해석하였다.

3. 해석 결과

3.1 원심형 엔진 시험 데이터 비교

해석 Code의 신뢰성을 확인하기 위해 초소형 엔진보다 큰 크기의 임펠러 출구 반경이 약

20cm인 원심형 엔진의 형상 및 성능 변수 그리고 시험 데이터들을 확보하여 각 변수를 해석 Code에 적용하여 시동 성능을 해석하고 시험 데이터[6]와 비교하였다. 윈드밀링 시동 성능을 단적으로 보여주는 RPM을 비교하였을 때 Fig. 2에서와 같이 전반적으로 해석 데이터의 크기가 시험 데이터 보다 약 10% 내외로 크게 예측이 되고 있다. 그 이유는 크게 손실식에 따른 차이와 Input 설계 parameter의 차이로 볼 수 있다. 본 해석 과정에서 사용된 손실식은 실험에 의한 것으로서 대상 엔진이 달라짐에 따라서 손실식에 의한 계산 값이 달라 질 수 있고 이로 인해 오차가 생길 수 있다. 또한, 실제 엔진과 해석에서 사용된 설계 인자와의 비대칭으로 인해 차이가 발생할 수 있다. Fig. 3에서는 압축기의 전온도비를 시험데이터와 해석데이터로 비교하였는데 그 차이가 약 2% 이내로, 압축기를 지난 유체의 전엔탈피 저하가 잘 예측되고 있음을 알 수 있다.

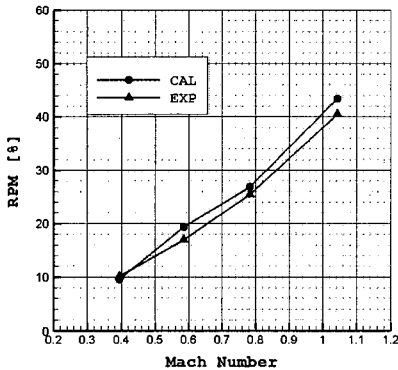


Fig. 2 RPM comparison between test data and calculated data

3.2 운용 조건별 Windmilling 성능 해석

Figure 4, 5는 각각 비행 마하수에 따른 정상상태 도달 시간과 정상상태 회전수를 나타내었다. 엔진 회전수가 정상상태에 도달하는 시간은 마하수가 증가하고 고도가 낮아질수록 줄어드는 것을 알 수 있는데 마하수에 따라 최대 약 300초, 고도에 따라 최대 약 600초의 차이를 보인다.

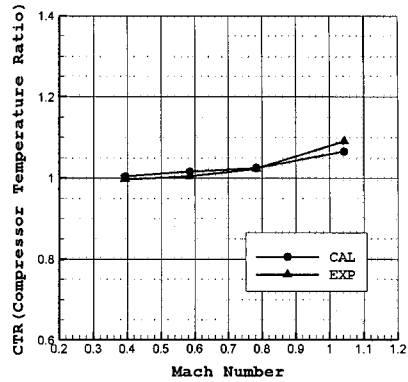


Fig. 3 CTR(Compressor Temperature Ratio) comparison between test data and calculated data

다. 이는 높은 마하수에서 그에 따른 Ram 압력의 증가로 인해 정상상태 도달 시간이 단축되는 것을 말한다. 반면에 고도가 높아지면 유입 공기의 양이 줄어들어 RPM 증가에 불이익을 가져오게 된다. 비행 마하수가 증가할수록 회전수도 거의 선형적으로 증가함을 알 수 있고 높은 고도에서는 질유량의 감소로 인해 정상상태 RPM이 줄어든다. 또한 고도가 일정할 때 마하수에 따라 RPM은 약 26%의 차이를 보이고 고도에 따라 최대 4% 정도의 차이가 난다.

일반적으로 윈드밀 시동은 짧은 시간 내에 이루어져야 한다. 따라서 본 연구에서는 그 시간을

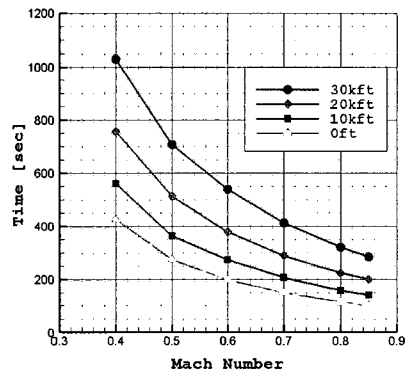


Fig. 4 Time to reach the steady-state windmilling RPM with Mach No. (@Sea Level)

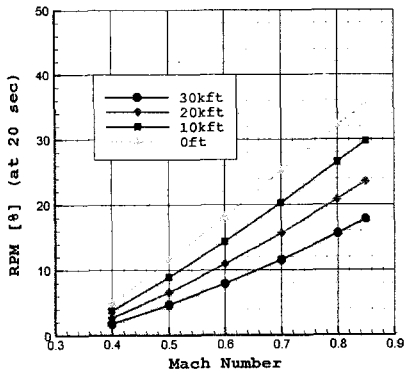


Fig. 5 RPM at 20 sec with Mach No (@ Sea Level)

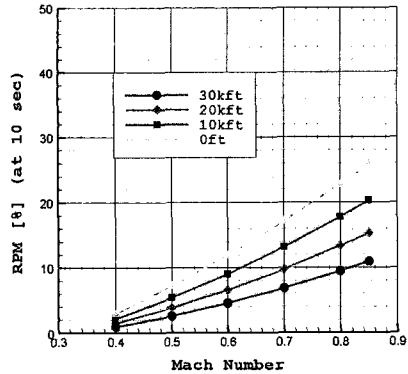


Fig. 7 RPM at 10 sec with Mach No (@ Sea Level)

10초, 20초로 정하여 그에 따른 RPM을 살펴 보았다. Fig. 6, 7에서는 각각 10초, 20초에서 비행 마하수에 따른 RPM을 나타내었다. 설계 대상 엔진의 운용 Envelop이 주어져 있다면 이 결과를 이용해 그 운용 범위 내에 윈드밀 시동이 가능한 영역을 도출할 수 있다. 예를 들어, 20초 내에 엔진 회전수가 20% 이상이 되면 윈드밀 시동이 가능하다고 가정하면 윈드밀 시동 가능 영역은 Fig. 8과 같이 표시할 수 있다. 그러나 Fig. 3에서의 결과로 해석을 통한 시동 가능 예측 영역이 실제로는 더 좁을 것으로 예상할 수 있다.

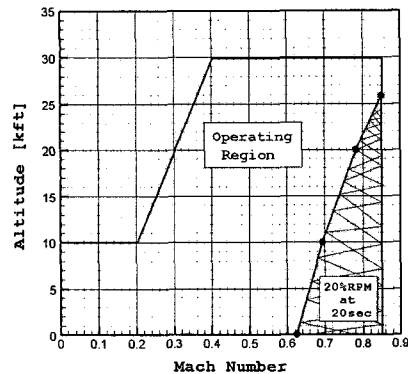


Fig. 8 The region able to reach 20% RPM at 20 sec (@ Sea Level)

3.3 대기 온도별 Windmilling 성능 해석

Figure 9, 10은 각각 대기온도 변화에 따른 정

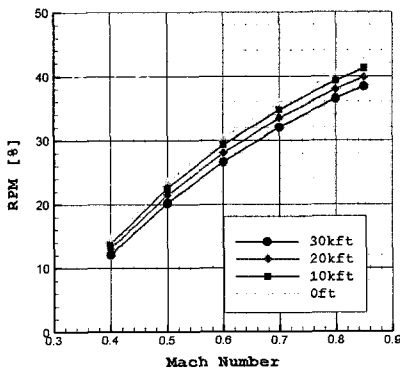


Fig. 6 Steady-state Windmilling RPM with Mach No. (@ Sea Level)

상상태 도달 시간과 정상상태 회전수를 나타내었다. 대기온도 변화에 따른 정상상태 도달 시간은 대기온도가 -40에서 54도로 변할 약 34초의 차이를 보이고 대기 온도가 높을수록 정상상태에 도달하는 시간이 오래 걸린다. 이를 통해 윈드밀 시동을 위해서는 보다 낮은 대기 온도가 필요함을 알 수 있다. 단, 해석 시 Lubrication에 의한 손실을 반영하지 않았는데 실제로는 대기 온도가 낮을수록 윤활유의 점성이 커지게 되므로 손실이 증가할 것으로 예상된다.

3.3 설계 Parameter별 Windmilling 성능 해석

각 설계 Parameter들의 크기를 바꾸어가며 윈드밀 시동 성능에 영향을 미치는 정도를 계산하

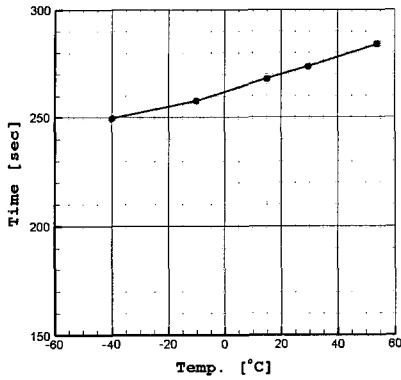


Fig. 9 Time to reach the steady-state Windmilling RPM with ambient temperature (@ S-L, Mach No. 0.5)

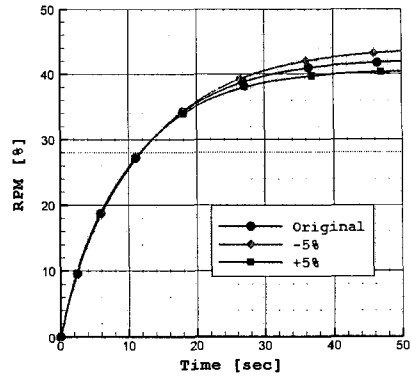


Fig. 11 RPM with the variation of Impeller exit radius (@ S-L, 15°C, Mach No. 0.5)

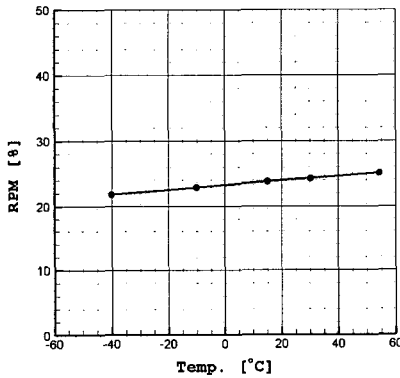


Fig. 10 The steady-state Windmilling RPM with ambient temperature (@ S-L, Mach No. 0.5)

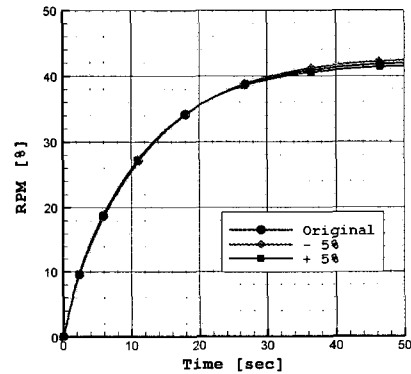


Fig. 12 RPM with the variation of Impeller blade heights (@ S-L, 15°C, Mach No. 0.5)

여 어떤 인자가 시동 가능 예상 영역을 넓히는데 유리할 것인지 해석하였다.

Figure 11, 12, 13 에서는 임펠러의 형상 변수에 변화를 주었을 때의 성능 변화를 나타내었다. 정상상태 RPM의 결과로 윈드밀 성능을 보았을 때 임펠러 출구 반경이 작을수록, 블레이드 높이가 낮을수록 또한 출구 블레이드 각이 클수록 정상상태에서의 RPM이 더 높게 형성되어 윈드밀 성능이 향상됨을 알 수 있다.

Figure 14에서는 베인 없는 디퓨저의 출구 반경 변화에 따른 성능 변화를 해석하였다. 베인 없는 디퓨저의 출구 반경에 변화가 생겨도 윈드

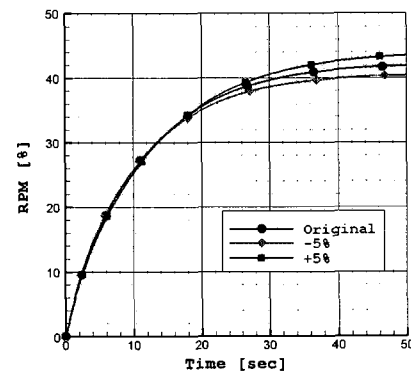


Fig. 13 RPM with the variation of Impeller exit blade angle (@ S-L, 15°C, Mach No. 0.5)

밀링 성능에 미치는 영향은 아주 작고 베인 없는 디퓨저뿐만 아니라 베인 디퓨저의 입구 베인 각 및 출구 면적을 변화시켰을 때도 결과는 같았다.

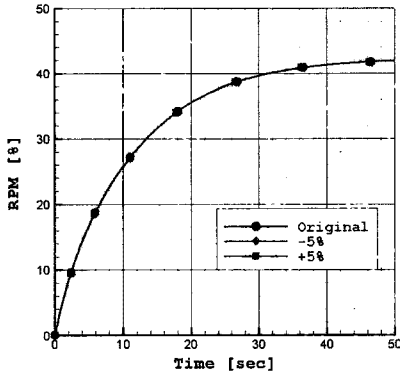


Fig. 14 RPM with the variation of Vaneless Diffuser exit radius (@ S-L, 15°C, Mach No. 0.5)

Figure 15에서는 배기 노즐의 면적을 변화시켰을 때 윈드밀 성능에 미치는 영향에 대해 해석하였다. 배기 노즐이 클수록 엔진 회전수는 증가하지만 그 크기는 0.1% 이하로 아주 작았다.

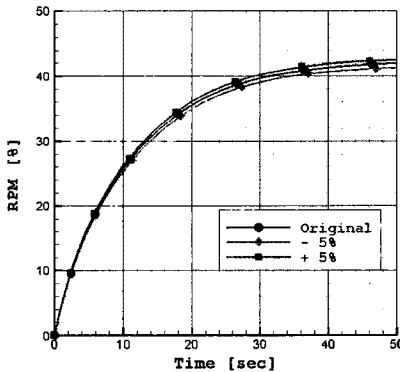


Fig. 15 RPM with the variation of Exit Nozzle Area (@ S-L, 15°C, Mach No. 0.5)

IM(관성모멘트)는 회전하는 부품을 설계할 때 중요한 인자로서 이 값이 클수록 회전에 필요한

부하가 커진다. 따라서 회전 부품의 크기를 결정하거나 단수를 결정하는데 있어서 이 값을 어떻게 정하는가가 중요하다. Fig. 16에서는 IM(관성모멘트)를 변화시켰을 때 Windmilling 성능에 어떤 영향을 미치는지에 대해 해석하였다.

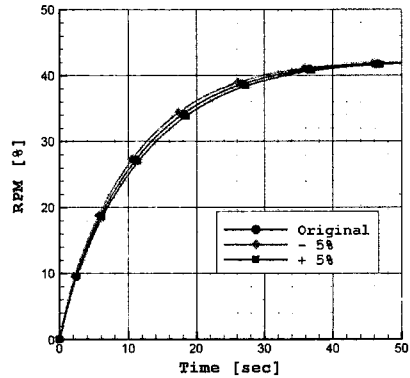


Fig. 16 RPM with the IM variation (@ S-L, 15°C, Mach No. 0.5)

관성모멘트를 변화시켜도 정상상태 RPM의 변화는 없다. 다만, 정상상태에 도달하는 시간이 관성모멘트가 작을 때 더 짧아지는 경향을 보인다. 관성모멘트가 ±5% 변할 때 정상상태 RPM 도달 시간은 최대 2초정도의 차이를 보인다.

Figure 17에서는 연소기의 압력 손실의 크기가 윈드밀 성능에 어떤 영향을 주는지에 대해 연소기의 압력 손실을 4%, 7%, 10% 세 경우로 가정하여 해석하였다. 본 연구에서는 연소기의 압력 손실을 7%로 일정하다고 가정하고 해석을 하였는데 Fig. 17의 결과와 같이 연소기의 압력 손실 변화에 의해 윈드밀 성능에 미치는 영향이 생기게 되므로 해석 시에 적절한 값을 가정하는 것이 중요하다.

Table 1에서는 각 설계 변수가 윈드밀 성능에 미치는 영향을 정리하였다. 윈드밀 시동 성능 향상을 위해서는 임펠러 출구 블레이드 각 그리고 배기 노즐 면적이 커지고 임펠러 블레이드 높이, 연소기 압력 손실이 작아져야 함을 알 수 있다.

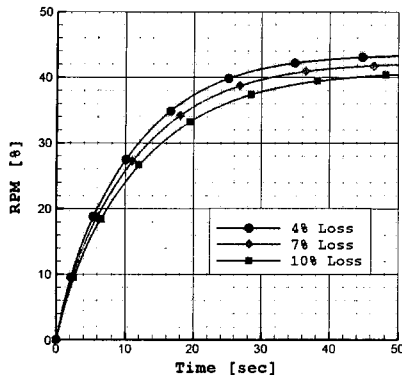


Fig. 17 RPM with the pressure loss variation in Burner (@ S-L, 15°C, Mach No. 0.5)

Table 1. Effects of design parameters on Windmilling Start performance(50 sec)

설계 Parameter	+ 5%	- 5%				
임펠러 출구 반경	나빠짐(2%)	좋아짐(2%)				
임펠러 블레이드 높이	나빠짐(0.2%)	좋아짐(0.2%)				
임펠러 출구 블레이드 각	좋아짐(2%)	나빠짐(2%)				
베인리스 디퓨저 출구 반경	차이 없음	차이 없음				
디퓨저 출구 면적	차이 없음	차이 없음				
배기노즐 면적	좋아짐(0.3%)	나빠짐(0.3%)				
관성모멘트	차이 없음	차이 없음				
설계 Parameter	4%	10%				
연소기 압력손실	좋아짐(2%)	나빠짐(2%)				
설계 Parameter	-9%	-6%	-3%	+3%	+6%	+9%
디퓨저 입구 베인각	차이 없음					

4. 결 론

본 연구에서는 엔진의 주요 구성 부품의 성능의 손실해석을 통한 수치 방법을 개발하여 사류형 압축기를 가진 초소형 터보제트 엔진의 탈설계점 및 설계점 영역에서 시동 특성을 해석하기 위해 사류형 엔진의 성능 해석 전에 원심형 엔진의 시험데이터와의 비교를 통해 해석 코드의 신뢰도를 확인하였고 이를 바탕으로 엔진의 윈드밀링 시동 가능 영역을 예측하였다. 그 결과 엔진 운용 범위에서 낮은 마하수와 높은 고도에서는 윈드밀 시동이 될 수 없는 좁은 윈드밀 시동 가능 영역이 예측되었다. 따라서 윈드밀 시동 가능 영역을 확장에 유리한 factor들이 무엇인지 알아보기 위해 엔진의 주요 입력 변수에 따른 윈드밀 시동 성능의 민감도 분석을 하여 형상 및 성능 변수 등의 Parameter들이 윈드밀 시동 성능에 미치는 영향을 해석하였다.

후 기

본 연구는 삼성테크윈 파워시스템연구소의 지원으로 진행되었으며 지원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. 최민수, 임진식, 홍용식, "A practical method for predicting the windmilling characteristics of simple turbo jet engines," ASME Turbo Asia Conference, November 5-7, Jakarta, Indonesia
2. 유일수, "원심형 제트엔진의 윈드밀 특성", 인하대학교 항공공학과 석사학위논문, 2000
3. 안중철, 홍용식, "축류압축기의 탈설계 성능 예측", 한국항공우주학회, Vol. 12, No. 3, 1994
4. Cohen, Henry, "Gas Turbine Theory",

Longman Scientific & Technical, pp. 111-112

5. 공창덕, 고광웅, 기자영, "중형항공기용 터보팬엔진의 정상상태 성능해석 및 동적모사에

관한 연구(I), 한국추진공학회지, 1226-6027, 제2권 2호, 1998, pp.47-55

6. "원심형 엔진 시험 데이터", 삼성테크윈 파워 시스템 연구소, 2003