

터보프롭 항공기의 프로펠러 파워효과 해석 및 보정

박영민^{1,†} · 정진덕¹

¹한국항공우주연구원 공력성능연구팀

Analysis and Calibration of Propeller Power Effect for Turboprop Aircraft

Youngmin Park^{1,†}, Jindeog Chung¹

¹Aerodynamics Research Team, Korea Aerospace Research Institute

Abstract : During the conceptual design of turboprop aircraft, the power effect driven from rotating propeller is typically obtained from empirical data. In the present paper, propeller power effect was obtained by using unsteady three-dimensional Navier-Stokes solver with $k-\omega$ turbulence model for the accurate prediction of turboprop aircraft performance. In order to simulate the relative motion between propeller and fuselage, unsteady sliding mesh method was used. During simulation, three flow conditions such as climb, cruise and descending flight were selected considering the flight envelop of the real turboprop aircraft. For the correction of aerodynamic coefficients, the thrust effect of engine exhaust gas was included based on the engine manufacturer's data. Using the computational results, the correction table for the aerodynamic coefficient of turboprop aircraft was suggested for the performance analysis of turboprop aircraft.

Key Words : Turboprop, Propeller, Power Effect, Unsteady CFD

1. 서 론

터보프롭 항공기의 개발과정에서 초기 설계 단계에서는 성능해석을 위해 공력 데이터베이스를 생성하게 되며 보통 경험적 방법이나 Low Fidelity 방법을 이용한다. 그러나 이러한 경험적 예측 방법은 프로펠러의 회전으로 인한 공력특성 변화를 포함하지 않으므로 기존 항공기의 데이터나 실험값 등을 이용해 적절하게 보정하는 과정이 필요하다. 터보프롭 항공기는 프로펠러의 파워 효과로 인해 양력과 항력이 증가하며 특히 이륙과 같은 고추력 조건에서는 최대 양력계수가 크게 증가하는 것으로 알려져 있다[1]. 이러한 공력특성의

변화는 항공기의 성능해석 결과에 직접적인 영향을 주므로 정확한 성능예측을 위해서는 프로펠러 회전으로 공력특성 변화를 정확하게 예측하여 성능해석 도구에 반영할 필요가 있다.

본 논문에서는 전산해석을 통한 터보프롭 항공기의 실속특성 변화 및 프로펠러와 날개간 상호 간섭에 관한 연구[2,3]에 이어 일반적인 터보프롭 항공기에 대한 전산해석을 수행하고 프로펠러 파워 효과로 인한 공력계수의 변화를 관찰하였다. 해석을 위해 3차원 Navier-Stokes 방정식 해법을 이용하였으며 프로펠러 회전효과를 위해서는 비정상 슬라이딩 격자기법을 활용하였다. 전산해석 결과를 통해서는 상승, 순항 및 하강 비행조건에 적합한 공력 보정계수를 제시하여 실제 유사한 터보프롭 항공기의 성능해석 과정에서 활용할 수 있도록 하였다.

2. 본 론

2.1 수치해석 기법

중형 터보프롭 항공기의 수치해석을 위해서 3차원 Navier-Stokes 방정식 해법을 이용하였다. 사용된 난류모델은 $k-\omega$ SST 모델이며 프로펠러의 상대운동 해석을 위해서는 슬라이딩 격자기법을 사용하였다. 계산에 사용된 격자형상은 그림 1과 같으며 프로펠러의 파워효과 해석에 대한 검증은 참고문헌[2]에 기술된 바 있다. 해석에 사용된 격자는 그림 2에 도시한 바와 같으며 날개와 같은 양력면에는 사각형 정렬격자 사용하였고 동체와 나셀과 같은 비양력면에는 삼각형 비정렬 격자를 사용하였다.

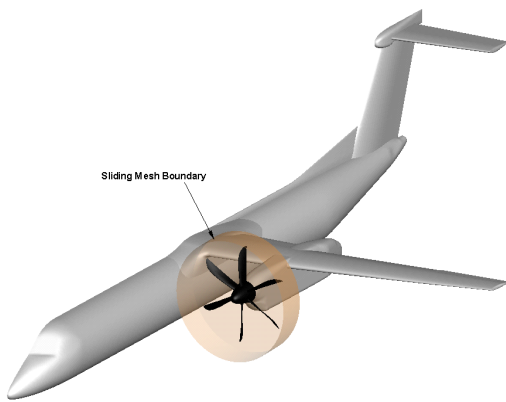


Fig. 1 Turboprop aircraft configuration and sliding boundary for unsteady propeller simulation

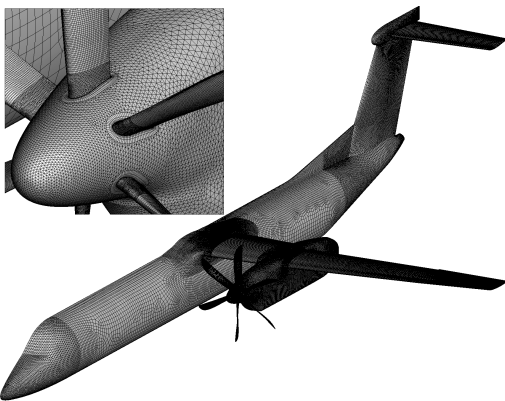


Fig. 2 Surface mesh distribution and sliding interface of turboprop regional aircraft[3]

2.2 해석조건

해석에 사용된 터보프롭 항공기는 고도 25,000ft 최

고속도 Mach 0.6까지 비행이 가능한 기종으로 각 비행 영역별 파워효과 특성을 보기 위해 그림 3의 비행조건에서 해석을 수행하였다. 그림 3의 조건들은 각각 상승비행, 순항비행(저속/중속/고속), 하강비행 조건을 의미한다. 각 비행조건에서의 특성을 설명하면 표 1과 같으며 실제 항공기의 운용조건[4]을 참고로 하였다.

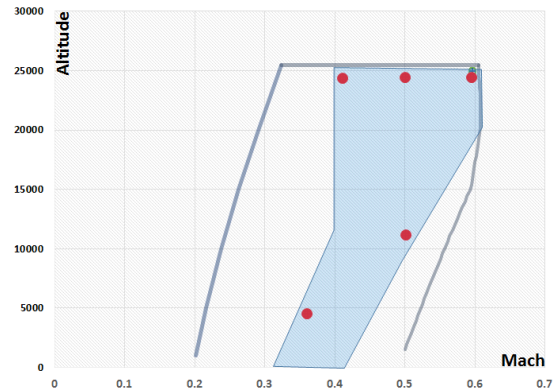


Fig. 3 Flight envelop of the present turboprop and flow conditions for numerical analysis.

터보프롭 항공기는 각 비행조건에서 최적의 회전수와 프로펠러 피치각 조건으로 비행하므로 전산해석 과정에서도 이를 반영해서 해석을 수행해야 한다. 본 논문에서는 단일 프로펠러 상태에서의 전산해석을 통해 항공기의 항력과 유사한 추력을 갖도록 프로펠러 피치각을 설정한 후 이를 전기체 해석에 적용하였다. 이때 프로펠러의 회전수는 이륙시 1,050rpm, 상승비행시 950rpm, 순항시 850rpm으로 설정하였으며 순항시 피치각은 저속에서 45도, 고속에서 58도에 해당한다.

Table 1 Flight conditions for numerical simulation

Flight Condition	Altitude (ft)	Speed (Mach)	Engine Power	Propeller Pitch(°)
Climb	5,000	0.36	Max	45
Cruise	25,000	0.40	60%	45
Cruise	25,000	0.50	70%	50
Cruise	25,000	0.58	95%	55
Descent	11,000	0.50	Idle	45

2.3 배기가스 추력 보정

성능해석 프로그램[4]에 사용되는 공력 데이터베이

스는 일정 양력조건에서의 항력값의 표로 구성되어 있으므로 해석과정에서도 특정 양력조건에서의 프로펠러 회전으로 인한 항력의 증가 효과를 비교하였다. 이 과정에서 터보프롭 엔진은 프로펠러 외에 배기가스의 제트를 통해 일부 추력을 생성하므로 아래와 같은 방법을 이용하여 반영하도록 하였다.

$$\Delta C_{d_{propeller,corrected}} = C_{d_{propeller}} - C_{d_{engine\ thrust}}$$

$$C_{d_{engine\ thrust}} = \frac{Engine\ Thrust}{1/2\rho V_{\infty}^2 S}$$

$\Delta C_{d_{propeller}}$: 프로펠러 장착 상태에서의 항력계수
 $\Delta C_{d_{engine\ thrust}}$: 엔진 배기추력에 해당하는 항력계수

터보프롭 엔진의 배기가스 추력은 엔진에 따라 다르므로 사용하고자 하는 엔진의 제작사의 정보를 이용한다. 본 논문에서는 PW사의 PW150 엔진에 대한 배기가스 추력정보를 활용하였다[5]. 엔진의 추력은 고도와 속도의 함수로 보통 프로펠러 추력의 2~5% 정도에 해당한다. 그림 4는 해석에 사용된 엔진의 전체 추력대비 배기가스로 인한 추력의 비율을 보이고 있다. 그림을 보면 속도가 낮고 고도가 높을수록 엔진 추력의 비율이 높고, 속도가 높고 고도가 낮을수록 엔진추력의 비율은 감소한다. 프로펠러 해석과정에서는 프로펠러 및 배기가스의 비율을 고려하여 항력계수를 보정하였다.

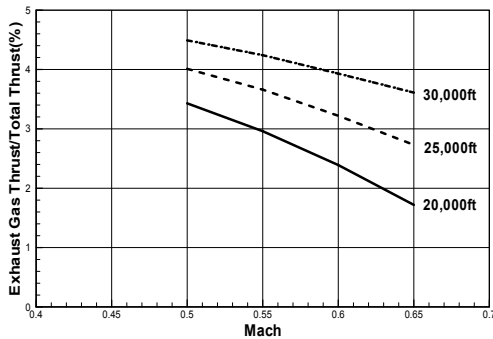


Fig. 4 Ratio of exhaust gas thrust compared to total thrust.

3. 해석결과 및 보정

3.1 저속조건 해석

프로펠러로 인한 파워효과를 살펴보기 위하여 고도 5,000ft, 속도 Mach 0.2 조건에 대하여 해석을 수행

하고 공력특성을 비교하였다. 5,000ft 조건은 이륙 직후 착륙장치와 고양력장치를 회수한 형상으로 높은 추력조건으로 인해 파워효과를 명확하게 볼 수 있는 조건에 해당한다. 비교를 위해 프로펠러를 장착하지 않은 형상과 프로펠러 장착 후 회전하는 두 형상에 대하여 공력계수를 비교하였다. 이때의 엔진추력은 최대이며 프로펠러의 피치각은 42도에 해당한다.

그림 5는 프로펠러 장착에 따른 양력 및 항력계수를 보이고 있다. 그림을 보면 프로펠러 파워효과로 인해 동일 받음각에서 양력계수의 값 및 기울기가 증가함을 확인할 수 있다. 특히 최대 양력계수는 프로펠러가 없는 경우 약 1.7도 정도이나 프로펠러가 회전할 경우 약 2.0까지 증가한다. 이러한 현상은 프로펠러 후류로 인한 모멘텀 증가로 인해 날개표면의 유동박리 영역이 감소하기 때문에 발생하는 것으로 알려져 있다. 항력의 경우 받음각 3도 이내에서 프로펠러가 없는 형상보다 오히려 값이 낮아지는 것을 볼 수 있는데 이는 나셀의 날개와의 장착 각도(2도)로 인해 날개의 양력벡터 성분이 앞쪽으로 기울면서 약간의 추력이 발생함에 기인한다. 받음각 3도 이 후부터 항력계수는 증가하며 양항비 또한 감소한다.

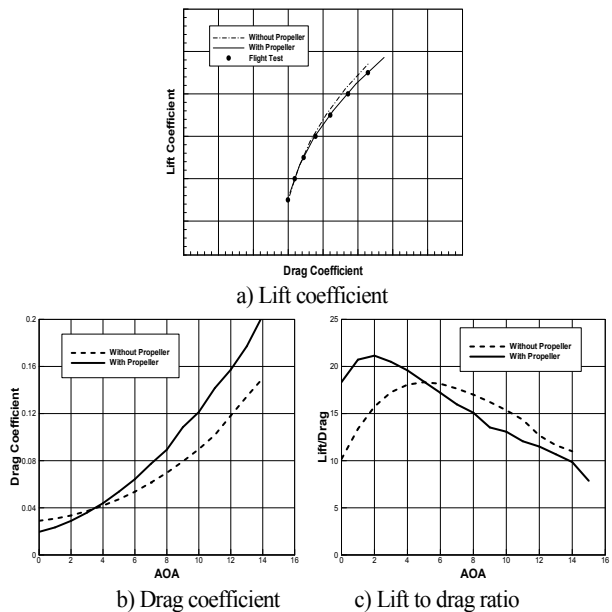


Fig. 5 Comparison of aerodynamic coefficients for both clean and powered aircraft configuration.

3.2 파워효과 해석

상승, 순항 및 하강비행 조건에서의 프로펠러로 인

한 파워효과를 해석하였다. 상승비행 조건은 고도 5,000ft, 속도 Mach 0.36인 경우로 블레이드 피치각은 45도에 해당한다.

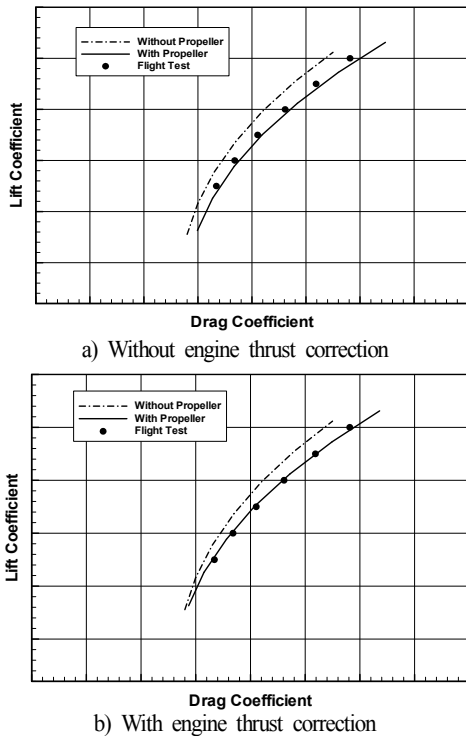


Fig. 6 Comparison of drag polar for climb condition(Mach 0.36).

그림 6은 상승비행시 해석결과, 보정결과 그리고 비행시험 결과를 도시한 것으로 프로펠러를 장착하지 않은 형상의 경우 비행시험 결과대비 상승 양력계수인 0.8 부근에서 40 counts정도 항력을 낮게 예측한다. 반면, 프로펠러를 장착하여 해석할 경우에는 특별한 보정이 없어도 약 10 counts 정도의 항력을 높게 예측하지만 비교적 잘 일치한다. 이는 최대 추력조건에서 배기가스로 인한 추력이 프로펠러 추력보다 상대적으로 작기 때문에 기인한다. 위의 결과에 엔진의 배기가스로 인한 추력을 2% 보정할 경우 비행시험 결과와 거의 일치함을 확인할 수 있다.

그림 7은 Mach 0.5로 순항중인 조건에서의 해석결과로 상승조건 대비 순항조건에서 프로펠러 회전으로 인한 항력변화가 크게 발생함을 볼 수 있다. 이는 상승비행의 경우 엔진이 최고출력 상태이고 순항일 경우 약 70%의 엔진출력을 이용하기 때문에 배기가스로 인한 추력이 상대적으로 증가하여 발생한다. 그러나 저속 순항의 경우 받음각 증가로 인해 항력 또한 증가하므로 프로펠러 회전효과 또한 증가한다. 결국 비행

조건과 트림조건에 따라 프로펠러로 인한 공력특성 변화는 다양하게 나타난다.

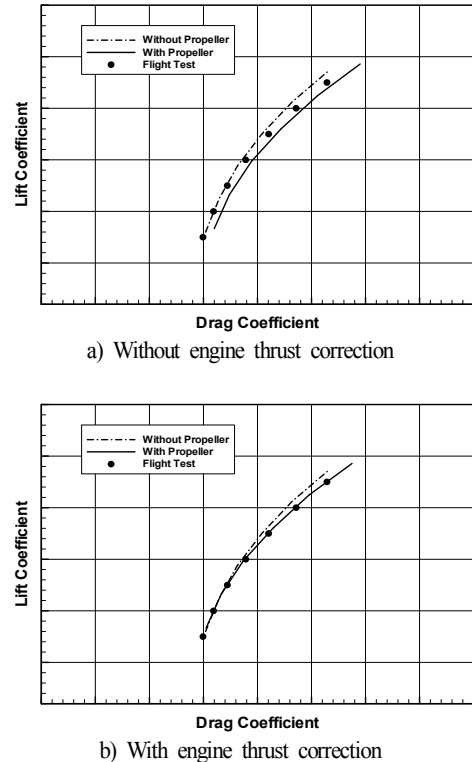


Fig. 7 Comparison of drag polar for cruise condition(Mach 0.5).

3.3 파워효과 보정

성능해석 프로그램인 PIANO[4]는 일정 양력계수에 대하여 항력계수를 조절하여 성능을 보정한다. 따라서 본 논문에서도 각각의 비행조건에서 동일한 양력계수에 대한 항력계수 보정 값을 표 2와 같이 정리하였다.

Table 2 Drag coefficient correction for flight climb/cruise/descend fight conditions

	Mach	Clean Configuration	Propeller Installed Configuration
Climb	0.36	0.0040	-0.0010
Cruise	0.4	0.0020	-0.0030
	0.5	0.0010	-0.0013
	0.58	0.0010	-0.0004
Descend	0.5	0.0030	0.0010

Clean Configuration은 프로펠러를 장착 하지 않은 형상에 대한 전산해석 결과를 이용할 경우 추가해야 할 항력계수를 의미하며, Propeller Installed Configuration은 프로펠러를 장착하여 해석할 경우 전

산해석 결과에 보정할 항력계수를 의미한다. 보통 항공기 개념설계 단계에서는 기본적인 Clean configuration에 대한 전산해석이 주로 이루어지며 비정상 계산과 같은 대형 계산은 기본설계 이후에 이루어진다. 중형급 터보프롭 항공기 개념설계 과정에서 Clean configuration에 대한 전산해석을 수행한다면 상승비행은 약 20 counts, 순항비행은 속도에 따라 약 10~20 counts, 하강비행은 약 30 counts정도의 항력계수를 보정하면 파워효과를 포함한 적절한 성능예측이라고 판단할 수 있다.

4. 결론

본 논문에서는 터보프롭 항공기의 프로펠러 회전에 따른 파워효과를 살펴보기 위해 전산해석을 수행하고 공력특성 변화를 살펴보았다. 해석결과 프로펠러가 없는 형상대비 양력과 항력은 증가하며 양항비는 감소함을 확인하였다. 프로펠러의 회전으로 인한 파워효과는 엔진의 추력에 비례하여 증가하였으며 상승비행 조건에서 가장 크게 나타났다. 프로펠러의 회전을 고려하여 해석할 경우 항력계수는 실제보다 높게 예측되었으며 엔진의 추력으로 인한 항력 감소분을 보정할 경우 비행시험과 매우 유사한 결과를 구할 수 있었다.

해석결과 개념설계 단계에서 형상이 확정되면 전산해석과 엔진 추력 보정을 통해 기존 경험적 방법대비 비교적 정확한 공력데이터 베이스를 생성할 수 있어 성능해석 정확도를 높일 수 있을 것으로 기대된다.

참고 문헌

- [1] Huhnd, M., and Schmid-Goller, S., "Aspect of Low Speed Wind Tunnel Testing on an A400M Model with Propeller Simulation," *Notes on Numerical Fluid Mechanics*, Vol. 77., 2002.
- [2] 박영민, 김철완, 정진덕, 이해창, "프로펠러와 고양력 정치와의 공력간섭에 대한 수치해석 연구," *한국전산유체공학회지*, 16권 4호, 2011.
- [3] 박영민, 정진덕, "터보프롭 항공기의 실속특성 수치해석," *항공우주기술*, 11권 2호, 2012.
- [4] <http://www.piano.aero>
- [5] 민항기 친환경 에너지 절감 및 시험평가 기술개발

보고서, 한국항공우주연구원, 2014.

저자 소개



박영민

1995년 인하대학교 항공우주공학과 졸업. 1997년 KAIST 석사. 2003년 KAIST 박사. 2003년~현재 한국항공우주연구원 선임연구원. 관심분야는 전산유동해석 및 항공기 설계.



정진덕

1984년 인하대학교 기계공학과 졸업. 1992년 NCSU 박사. 1995년~현재 한국항공우주연구원 책임연구원. 관심분야는 풍동시험 및 항공기 설계.