

## 프로펠러와 고양력 장치와의 공력간섭에 대한 수치해석 연구

박 영 민,<sup>\*1</sup> 김 철 완,<sup>2</sup> 정 진 덕,<sup>3</sup> 이 해 창<sup>4</sup>

### NUMERICAL STUDY OF PROPELLER AND HIGH LIFT DEVICE AERODYNAMIC INTERFERENCES

Y. M. Park,<sup>\*1</sup> C. W. Kim,<sup>2</sup> J. D. Chung<sup>3</sup> and H. C. Lee<sup>4</sup>

*A rotating propeller of turboprop aircraft gives much effect on the aerodynamic characteristics of wing such as lift, moment and stall. Specially propeller effect on the wing surface is much more dominant when aircrafts are in landing or take-off conditions. In the present paper, three dimensional Navier-Stokes simulations for the interaction of propeller and wing were carried out for medium sized turboprop aircraft. For rotating propeller, unsteady sliding mesh method was used to simulate a relative motion between moving and static bodies. For the power effect analysis in landing and take off configurations, double slotted flap was also considered and the aerodynamic characteristics were investigated. It was shown that the propeller slipstream enhanced the lift slope including maximum lift by eliminating local flow separation region and this enhancement was more dominant with high lift device.*

**Keywords:** Propeller(프로펠러), Slipstream Effect(후류 효과), Wing/Propeller Interaction(날개 프로펠러 간섭)

### 1. 서 론

터보팬 항공기와 달리 터보프롭 항공기는 추력을 발생시키는 프로펠러가 외부에 노출되므로 날개 주위의 유동장은 회전하는 프로펠러에 의해 지대한 영향을 받게 된다. 최근에는 터보프롭 항공기가 대형화 및 고속화 추세로 발전하면서 보다 높은 disk loading이 요구됨에 따라 프로펠러 후방의 날개나 고양력장치가 받는 영향성 또한 증가하여 이에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다[1-3].

항공기 개발 과정에서는 프로펠러 후류 효과 연구를 위해 주로 풍동시험을 이용한다[2,3,4,5]. 그러나 프로펠러를 포함한 전기체 유동장은 비정상 유동으로 전기체 형상과 더불어 프로펠러의 상대운동을 모사해야 하기 때문에 많은 계산 시간

이 소요되므로 수치해석에 많은 어려움이 있다. 풍동시험 외에 초기 설계 과정에서는 BEM 방법과 함께 VLM 혹은 Euler 해석 방법을 이용하여 프로펠러를 포함한 전기체 해석을 시도하기도 한다[6,7]. 이 경우 해석의 관점은 프로펠러 후류 효과 보다 항공기의 전반적인 공력특성이나 Stability 및 Control 해석 부분에 중점을 두고 있다.

프로펠러 후류 효과 관련 연구는 대부분 날개 및 고양력장치의 양력특성 변화에 관점을 두고 있으며 프로펠러가 회전할 경우 실속 받음각 및 양력계수(Fig. 1)는 증가하는 것으로 기술하고 있다[2,3]. 이러한 현상은 특히 고양력 장치가 있는 경우 보다 강하게 발생하는 것으로 알려져 있으며 터보프롭 항공기의 이착륙 특성을 결정짓는 주요 요소가 된다. 참고문헌의 경우 프로펠러가 1개[2]인 경우와 2개[3]인 형상에 대하여 고양력 장치를 사용할 경우의 공력특성을 기술하고 있다.

본 논문은 프로펠러로 인한 후류효과 특성을 정성적으로 관찰하기 위하여 3차원 Navier-Stokes 방정식 해법을 이용하였다. 해석 과정에서는 실제와 유사한 해석을 위하여 sliding mesh 방법을 이용하여 회전하는 프로펠러를 모사하였다. 또한, 프로펠러의 주익에 대한 영향성과 함께 프로펠러, 주익 및 플랩 형상을 고려한 해석을 수행하여 공기역학적인 특성을 살펴보았다.

접수일: 2011년 10월 8일, 수정일: 2011년 12월 21일,

게재확정일: 2011년 12월 22일.

1 정희원, 한국항공우주연구원, 항공체계실, 선임연구원

2 정희원, 한국항공우주연구원, 공력성능팀, 책임연구원

3 한국항공우주연구원, 공력성능팀, 책임연구원

4 한국항공우주연구원, 항공체계실, 항공체계실장

\* Corresponding author, E-mail: ympark@kari.re.kr

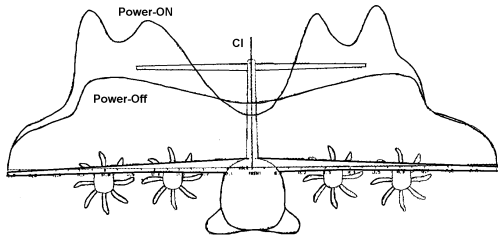


Fig. 1 Power effect on wing lift distribution of A400M[2]

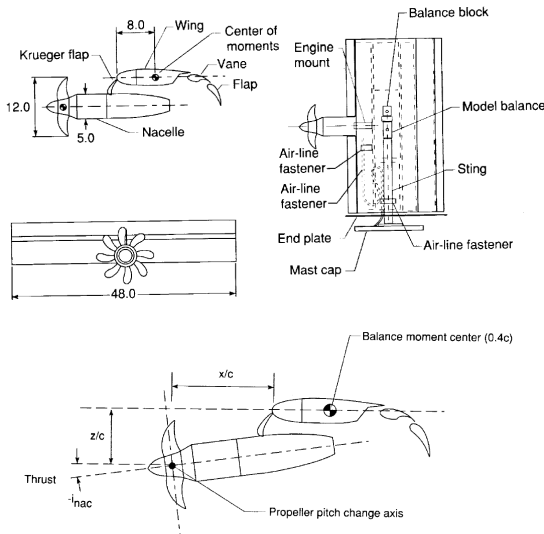


Fig. 2 Sketch of semispan high-lift wing with propeller-nacelle assembly(unit: inch)

## 2. 수치해석 검증

본 유동해석 과정에서는 상용 유동해석 도구인 FLUENT를 사용하였으며 3차원 Navier-Stokes 방정식 해법과 Spalart-Allmaras 난류모델을 이용하였다. 유동해석 도구의 검증에는 참고문헌[3]의 형상을 사용하여 프로펠러 효과를 해석하였다. 프로펠러의 회전은 sliding mesh 방법을 사용하였으며 100번의 시간 전진 계산을 통해 1 회전하도록 하였다. 참고문헌은 기본 익형 및 고양력장치 익형 두 가지 형상에 대한 풍동시험을 수행하였으나 고양력장치 형상에 대한 정보가 명확하지 않아 본 논문에서는 기본 익형 형상에 대한 계산만을 수행하였다. 문헌의 형상은 Fig. 2와 같이 NASA의 SR-7L 프로펠러와 초입계 익형을 사용한 것으로 익형의 형상정보는 기술되어 있으나 프로펠러의 정보는 기술되어 있지 않다. 참고문헌은 프로펠러의 코드길이, 트위스트 등 기하학적 형상은 자세하게 기술하고 있으나 익형은 NACA 16-series, 65-series 등 사

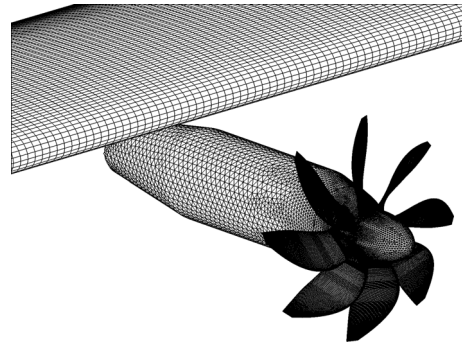


Fig. 3 Surface mesh distribution of SR-7L propeller, nacelle, and main wing

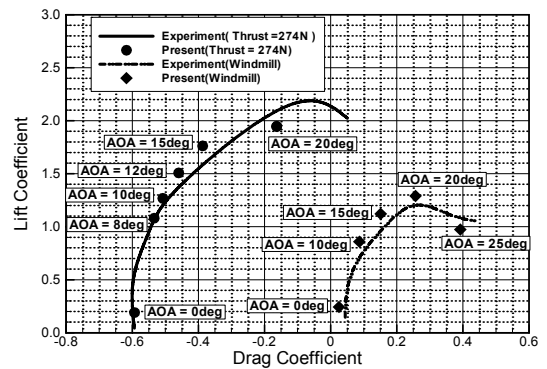


Fig. 4 Propeller effect on wing aerodynamic characteristics (negative drag coefficient is due to propeller thrust)

용된 계열만을 언급하고 있다. 이에 본 논문에서는 16-series, 65-series 익형을 이용하여 SR-7L 프로펠러 형상에 맞도록 익형의 두께비를 수정한 후 사용하였다. 검증을 위해서는 정확한 프로펠러 형상을 사용해야 하나 프로펠러의 형상 정보를 구할 수 없고, 주 관심영역은 프로펠러의 성능보다 프로펠러의 후류로 인한 날개의 공력특성 관찰이므로 정성적인 판단을 하는데 무리는 없을 것으로 판단하였다. 계산에 사용된 프로펠러의 피치각은 40도 단일 경우이며 실험과 동일한 추력을 갖도록 프로펠러의 회전수를 조절하였다.

Fig. 3은 계산에 사용된 기본 익형에 대한 프로펠러/나셀의 격자 형상으로 전체 체적격자 수는 6,581,659이다. 계산조건은 풍동시험 조건과 동일하게 Mach 수 0.1, Reynolds 수 1.2M 조건으로 수행하였으며 프로펠러의 추력은 참고문헌과 동일하게 275N 으로 설정하였다. Fig. 2에서 정의하는 나셀각 및 프로펠러 축과 날개의 앞전까지의 거리는  $i_{nac}=0deg$ ,  $x/c=0.6$ ,  $y/c=0.25$ 로 설정하였다.

Fig. 4는 계산 결과와 풍동시험[3] 결과를 도시한 그림으로 정확하게 일치하지는 않으나 높은 받음각 20도 영역까지 프

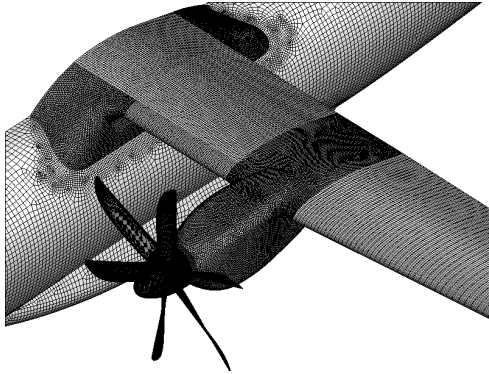


Fig. 5 Surface mesh distribution near nacelle and propeller

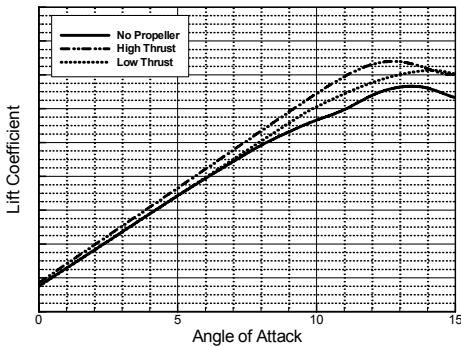


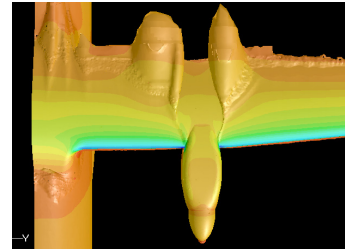
Fig. 6 Comparison of lift coefficients for clean configuration (Mach 0.2, Wing/Body/Nacelle/Propeller)

로펠러 추력에 따른 양력 및 항력 변화를 잘 포착하고 있음을 알 수 있다. 비록 프로펠러의 형상정보 부족으로 인하여 해석적으로 풍동시험을 재현하는데 어려움이 있었으나 해석 결과 본 수치적 기법이 정성적인 특성을 비교적 정확히 포착하므로 프로펠러와 고양력장치간 간섭 수치해석에 큰 문제가 없다고 판단하였다.

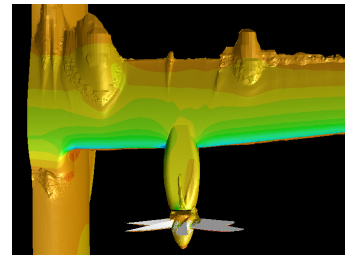
### 3. 중형급 항공기 수치 해석

실제 운용되는 항공기와 유사한 형상에 대한 프로펠러 효과를 살펴보기 위하여 중형급 항공기에 대한 수치해석을 수행하였다. 사용된 항공기 및 프로펠러 형상은 한국항공우주연구원과 관련 기관이 자체 설계한 형상으로 중형급 터보프롭기와 유사하다.

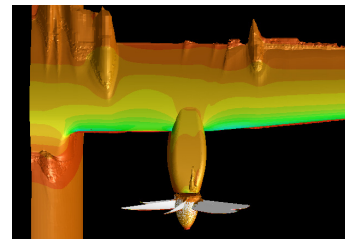
표면의 격자생성 과정에서는 날개 주위는 정렬격자 그 외 영역은 비정렬 격자를 사용하여 생성하였다(Fig. 5). 점성계산을 위한 격자는 표면격자를 수직으로 25개의 층(layer)을 쌓아



(a) without propeller



(b) low propeller thrust



(c) high propeller thrust

Fig. 7 Iso-velocity contour surfaces(40m/s) (Mach 0.2, AOA= 12deg)

생성하였으며 첫 번째 층의 y+ 값은 날개 MAC 기준으로 1 이하가 되도록 하였다. 프로펠러의 회전을 위해서는 sliding mesh 방법을 이용하였으며 회전부와 고정부는 분리하여 해석을 시도하였다. 전체 격자의 수는 플랩이 없는 단순형상의 경우 7,225,523이며 DSF를 장착할 경우 8,272,329까지 증가한다. 격자는 계산 시간 절감을 위하여 좌측 형상만을 계산에 이용하였으나 프로펠러의 회전방향에 따라 공력특성이 다르므로 회전방향이 대칭이 아닐 경우 좌우 전기체를 해석해야 할 것으로 판단된다. 본 해석의 경우 프로펠러는 전방에서 보았을 때 반시계 방향으로 회전하며 1회전당 약 10시간이 소요된다. 정상상태로부터 프로펠러 후류가 충분히 발달하려면 받음각에 따라 10회 이상 20회까지의 프로펠러 회전이 요구되었다.

#### 3.1 Clean 형상의 양력 특성

프로펠러 효과를 해석하기 위하여 먼저 이착륙 조건에 해당하는 속력을 기준으로 플랩을 장착하지 않은 형상에 대한 해석을 수행하였다. 이 경우 유동해석 조건은 해면고도 기준

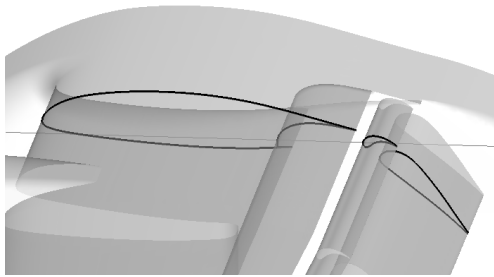


Fig. 8 Double slotted flap configuration(Wing/Vane/Flap)

으로 Mach 수는 0.2, Reynolds수는 12.5M 정도이다.

Fig. 6은 플랩을 포함하지 않은 clean 형상에 대한 프로펠러 효과 해석 결과를 도시한 그림으로 프로펠러가 없는 기본 형상대비 추력 증가에 따른 양력계수 기울기의 증가를 확인할 수 있다. 그러나 실속이 발생하는 받음각은 프로펠러의 추력 변화가 있음에도 큰 차이가 없음을 알 수 있다. 그림에서 추력이 거의 없는 작류 조건(low thrust)에도 양력의 기울기가 증가하는 것을 확인할 수 있는데 이는 추력은 약하나 프로펠러를 회전시키기 위한 토크 에너지가 유동에 흡수되어 나타나는 현상으로 파악된다.

해석 결과 높은 추력(이륙) 조건에서 양력계수 값은 프로펠러 장착 시 약 0.2정도 증가하였으며 실속은 모두 13도 부근에서 발생하였다. 양력계수 기울기는 낮은 추력의 경우 큰 차이가 없으나 추력이 높은 경우 다소 증가하였다. 요약하면 고양력장치가 없는 날개 형상에 대하여 프로펠러가 회전하는 경우 최대 양력계수는 증가하고 양력계수 기울기 또한 증가함을 알 수 있다. 그러나 해석결과 실속이 발생하는 받음각은 약간 증가하나 큰 차이는 없었다. 특이 현상으로 프로펠러가 없는 경우 8도 부분에서 국부 유동박리로 인하여 양력이 다소 감소하는 특성을 보이거나 프로펠러가 있는 경우 후류의 증가한 모멘텀으로 이러한 현상은 발생하지 않았다.

### 3.2 Clean 형상의 실속 특성

프로펠러 회전에 의한 실속특성을 관찰하기 위하여 받음각 12도 조건에서 저속영역을 Fig. 7에 도시하였고 이를 통해 국부 유동박리 현상을 관찰하였다.

프로펠러가 없는 경우(Fig. 7(a)) 실속은 나셀과 날개가 접하는 부분에서 국부적으로 와류로 인한 유동박리가 앞전에서 발생한다. 이러한 국부 앞전 실속으로 인해 프로펠러가 없는 형상의 경우 받음각 8도 부분부터 양력감소 현상이 발생하는 것으로 예상된다(Fig. 6 solid line)

프로펠러가 회전하는(Fig. 7(b)) 경우 앞전부터 발생하는 국부 실속은 프로펠러의 후류로 인해 소멸되고 프로펠러의 후

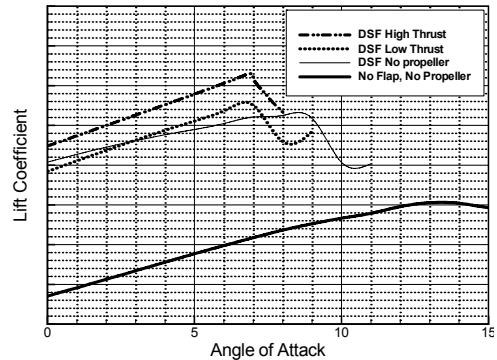


Fig. 9 Comparison of lift coefficients for DSF configuration (Mach 0.2, Wing/Body/Nacelle/Propeller/DSF)

류와 날개 뒷전이 만나는 지점에서 대칭적으로 국부 실속이 발생한다. 이러한 국부 실속 영역은 추력이 강할수록 감소하며 전체적인 양력증가 현상으로 나타난다(Fig. 7(c)).

### 3.3 Doubled Slotted Flap 형상의 양력 특성

중형급 항공기에 사용된 고양력장치는 Fig. 8과 같은 Double Slotted Flap 형태로 플랩의 길이는 날개 코드 길이의 35%에 해당한다. 플랩의 스펠방향 길이는 날개 길이의 약 75%이며 처짐각은 약 40도 정도이다.

Fig. 9는 DSF(Double Slotted Flap)을 장착한 후 프로펠러로 인한 양력증가 현상을 도시한 것으로 프로펠러가 없는 DSF 형상은 실속 받음각이 약 9도까지 감소함을 알 수 있다. 이는 슬랫이 없는 플랩 형상에 대한 일반적인 특성에 해당한다. 그러나 DSF 형상에 프로펠러가 회전할 경우 Fig. 6과 유사하게 양력증가 현상이 발생한다. Fig. 9를 보면 DSF 형상에서 프로펠러가 회전할 경우 양력계수는 약 0.5 정도까지 증가함을 알 수 있다. 그러나 실속 받음각은 프로펠러가 없는 경우보다 오히려 감소하는 것을 확인할 수 있다. 이는 프로펠러의 회전에 의한 효과가 실속 발생을 보다 가속시키기 때문에 나타나는 현상으로 상세한 내용은 3.5에서 기술하기로 한다. DSF를 장착한 경우에도 양력계수와 양력계수 기울기의 증가 현상은 clean형상 대비 보다 강하게 발생한다.

### 3.4 Doubled Slotted Flap 형상의 실속 특성

Fig. 10은 실속이 시작되는 받음각 8도 조건에 대하여 속도의 iso-surface를 도시한 것으로 프로펠러가 없는 경우 나셀과 주익의 접합부를 기점으로 유동박리가 시작됨을 알 수 있다(Fig. 10(a)).

프로펠러가 장착된 경우를 보면 후류로 인하여 나셀위로부터 시작되는 유동박리 현상이 사라지는 것을 볼 수 있으며 이는

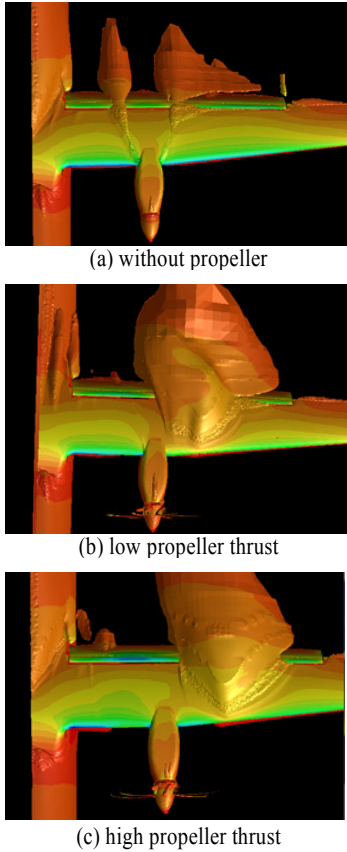


Fig. 10 Iso-velocity contour surfaces(40m/s) (Mach 0.2, AOA= 8deg)

프로펠러로 인해 더해진 유동의 운동에너지 때문에 판단된다(Fig. 10(b)). 이 경우 실속은 프로펠러 후류 경계가 주익과 만나는 지점에서 발생하기 시작한다. Clean 형상과 유사하게 추력이 강할수록 실속이 발생하는 영역이 감소하는 것은 동일하다. 그러나 DSF를 장착하는 경우 나셀의 바깥쪽 보다는 나셀의 안쪽 날개에 실속이 발생하지 않고 지연되는 모습을 관찰할 수 있으며 이는 프로펠러의 후류로 인해 적절한 받음각을 유지하고 동압이 증가했기 때문인 것으로 파악된다.

### 3.5 고양력장치에 대한 프로펠러 후류효과

고양력 장치에 대한 프로펠러 효과를 관찰하기 위하여 날개의 span 방향 단면에서의 양력계수 분포를 살펴보았다.

Fig. 11은 받음각 7도 조건에서 각 양력면 별로 프로펠러로 인한 효과를 도시한 그림으로 프로펠러가 상승하여 상대 받음각이 커지는 바깥쪽 보다는 프로펠러가 하강하는 안쪽 부분에서 보다 많은 양력이 발생함을 확인할 수 있다. 이러한 양력 발생은 주익보다는 베인과 플랩에서 보다 강하게 나타

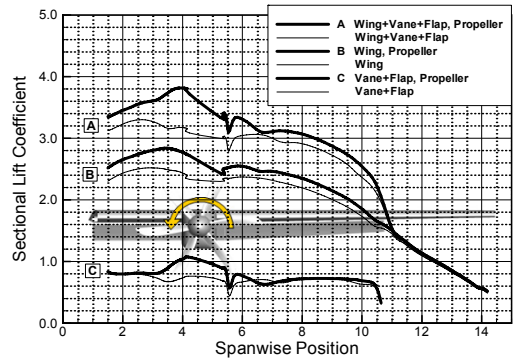


Fig. 11 Sectional lift of wing, vane, and flap at AOA 7deg

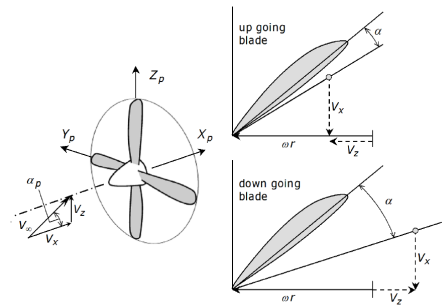


Fig. 12 Asymmetry of load due to aircraft angle of attack[8]

나는데 이는 프로펠러의 swirl로 인한 받음각 상승보다는 회전으로 인한 유동의 비대칭성으로 인해 속도(동압)차가 발생하여 나타나는 현상이다(Fig. 12).

항공기 기체 받음각이 0도인 조건에서는 프로펠러의 swirl로 인한 상대 받음각 변화가 주된 비대칭 하중 요인으로 작용한다. 그러나 기체 받음각이 있는 경우엔 swirl 보다는 상대속도 변화로 인한 동압차가 비대칭 하중 요인으로 작용하게 된다. Fig. 13과 14는 프로펠러 후방 1m 지점에서의 전압을 도시한 그림으로 받음각 0도에서는 대칭분포를 이루고 있으나 받음각이 증가함에 따라 프로펠러가 상승하는 바깥쪽의 전압은 변화가 거의 없으며 프로펠러가 하강하는 안쪽의 전압은 상승함을 알 수 있다. 전압의 증가는 곧 동압의 증가함을 의미하므로 프로펠러가 하강 회전하는 안쪽에서는 이러한 동압의 증가로 인하여 실속이 지연됨을 알 수 있다. 반면 바깥쪽의 경우 swirl로 인해 상대 받음각은 증가하지만 동압은 변화가 없기 때문에 안쪽 보다 먼저 실속에 잠김을 알 수 있다.

비대칭적인 에너지 전달은 outboard 부분 유동의 운동량을 감소시켜 실속을 유발하게 된다. 이러한 특성은 프로펠러가 반대로 회전할 경우 다르게 나타날 수 있으므로 최적의 회전 방향을 선택할 필요가 있다.

참고문헌[8]은 inboard-up 방향으로 회전하는 프로펠러의 경

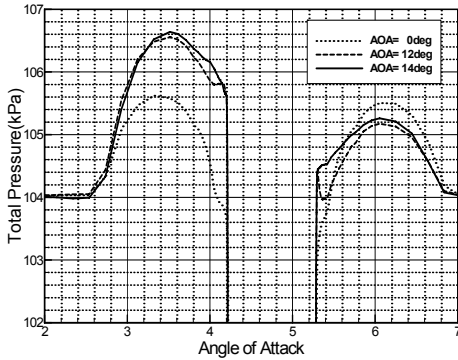


Fig. 13 Total pressure distribution at 1m behind the propeller (Wing/Body/Nacelle/Propeller)

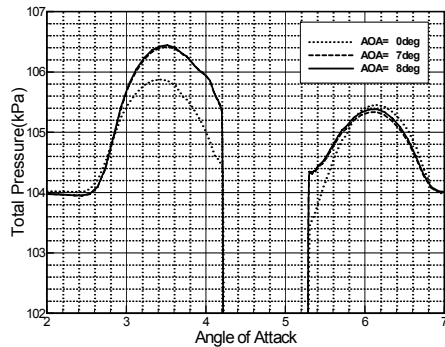


Fig. 14 Total pressure distribution at 1m behind the propeller (Wing/Body/Nacelle/Propeller+ DSF)

우 전반적인 항공기의 공력특성이 우수하다고 언급하고 있다. Inboard 부분은 나셀과 동체 사이에 위치하므로 일종의 2차원 효과로 인해 공기역학적인 이득을 얻는 것으로 판단된다.

Fig. 15를 보면 전방 기준 프로펠러가 하강하는 좌측 하단에서 전압이 가장 강하게 발생함을 알 수 있다. 이러한 전압의 특성은 항공기 실속 외에 피칭 모멘트에도 영향을 주게 된다.

Fig. 16은 항공기의 모멘트 계수를 도시한 것으로 플랩이 없는 clean형상의 경우 프로펠러의 회전으로 인해 피치업 모멘트가 발생하는 것을 확인할 수 있다. 반면 DSF를 장착한 경우 프로펠러의 피치업 모멘트와 플랩의 피치다운 모멘트가 상쇄되므로 프로펠러로 인한 차이는 크게 발생하지 않는다.

### 3.6 Propeller Swirl Effect

프로펠러로 인한 날개 앞쪽의 유동특성을 관찰하기 위하여 프로펠러 후방 1m 지점에서의 유선을 관찰하였다. Fig. 17과 18은 DSF를 장착하지 않은 형상과 장착한 형상에 대하여 유

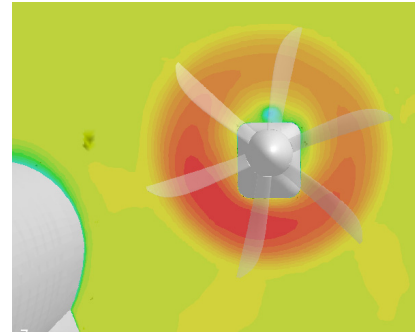


Fig. 15 Total pressure distribution at 1m behind the propeller (Mach 0.2, DSF, AOA= 7deg)

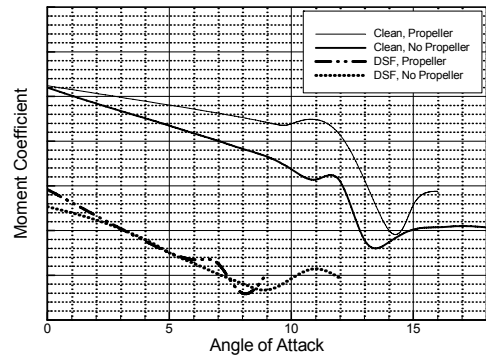


Fig. 16 Propeller slipstream effect on moment coefficients

선을 나타낸 것으로 0도 및 실속 부근의 받음각 조건, 그리고 추력의 강도에 따른 특성을 보이고 있다. 먼저 clean형상의 경우 받음각 0도 상태에서 날개 앞전에 발생하는 국부 받음각은 약 3도가 발생함을 알 수 있다.

Clean 형상의 경우 프로펠러가 상승하는 바깥쪽 날개의 경우 국부 받음각은 실속 받음각인 12도 부근에서 약 21도까지 증가한다. 반면 프로펠러가 하강하는 안쪽은 실속이 발생하지 않는 약 8.5도의 받음각 상태에 도달한다.

Fig. 18은 DSF를 장착한 형상에 대한 유선으로 받음각이 없는 순항 조건에서도 높은 양력으로 인해 날개 앞전에서 약 8도 정도의 국부 받음각 상태에 도달한다. 기체의 받음각이 7도에 도달하면 프로펠러가 상승하는 바깥쪽 날개는 국부 받음각이 약 20도까지 도달하게 되고 날개의 상단은 실속에 이르게 된다. 반면 나셀의 안쪽 부분은 기체의 받음각이 7도까지 증가해도 국부 받음각은 4도 정도의 비교적 안정적인 조건을 유지한다.

결국 프로펠러를 장착하면 필연적으로 좌우의 받음각의 불균형이 발생하게 되며 곧 공력 하중의 비대칭 현상을 유발한



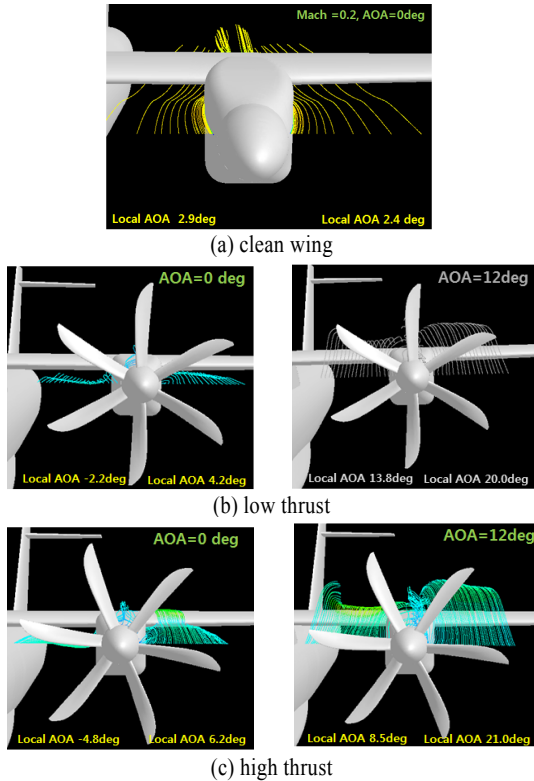


Fig. 17 Local angle of attack of clean wing configuration

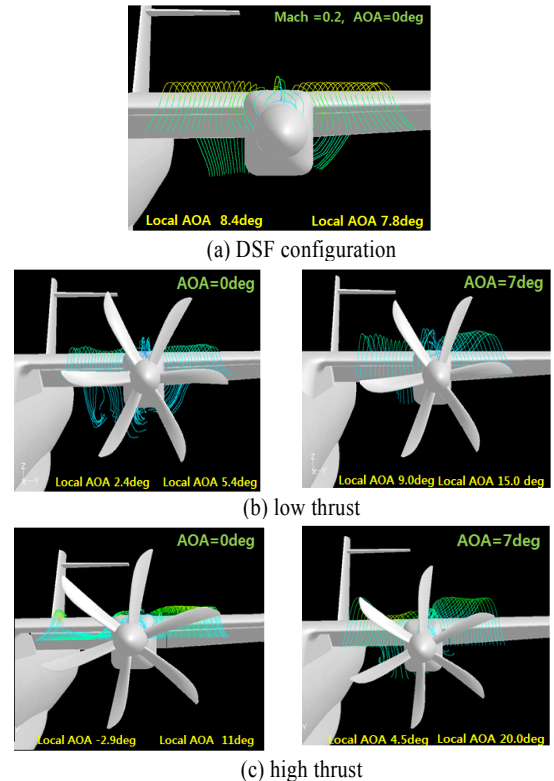


Fig. 18 Local angle of attack of DSF configuration

다. 본 형상의 경우 프로펠러의 장착 여부에 관계없이 프로펠러가 상승하는 부분에서 국부적으로 받음각이 약 21도에 이르면 부분적으로 실속이 발생하는 것을 알 수 있었다. 반면 프로펠러가 하강하는 안쪽에서는 안정적인 받음각을 유지하면서 실속을 지연시키는 현상을 확인할 수 있었다.

#### 4. 결론

본 논문에서는 프로펠러의 파워효과를 정성적으로 관찰하기 위하여 상용 유동해석 도구인 FLUENT를 이용하여 전기제형상 및 회전하는 프로펠러에 대한 상대운동을 해석하였다. 해석 방법으로 비정상 3차원 Navier-Stokes 방정식 해법을 이용하였으며 Spalart-Allmaras 난류 모델을 사용하였다. 해석 결과 아래와 같은 결론을 획득할 수 있었다.

##### Clean Wing

- 프로펠러가 회전할 경우 양력계수 기울기 및 최대 양력계수가 상승하였다.
- 프로펠러가 없는 경우 날개와 나셀의 접합부에서 유동박리

현상이 발생하나 프로펠러가 회전할 경우 후류로 인하여 나셀 주변 유동박리 현상은 사라지며 양력의 증가현상이 발생하였다.

##### Double Slotted Flap

- 프로펠러로 인하여 양력계수 기울기 및 최대 양력계수는 증가하였으나 실속 받음각은 감소하였다.
- 프로펠러가 하강하는 날개의 안쪽은 실속이 지연되고 반면 상승하는 바깥쪽 날개부터 실속이 발생되기 시작하였다.

##### Stability

- 받음각이 있는 Clean 형상의 경우 프로펠러의 추력 불균형 현상은 기수를 상승시켜 피칭 안정성이 감소하나, 플랩이 있는 경우 기수 하강 모멘트로 인해 서로 상쇄되므로 큰 변화가 없었다.

##### Asymmetric Load

- 프로펠러가 상승하는 바깥쪽 날개 부분은 상대속도의 감소로 전압이 감소하고 안쪽의 경우 상대속도의 증가로 전압이 증가하였다.
- 결국 프로펠러로 인한 양력 증가 현상은 프로펠러가 하강하는 안쪽 날개 부분에서 주로 발생하였다.

**Swirl**

- 프로펠러가 상승하는 바깥쪽 날개 부분에서 국부적으로 받음각이 20도 이상 증가하여 실속이 발생하기 시작하였다.
- 반면, 프로펠러가 하강하는 안쪽 날개의 경우 기체의 높은 받음각에도 불구하고 10도 이내의 안정적인 받음각을 유지하였다.

**참고문헌**

- [1] 2010, Chung, J. D., "Summary of Propeller Slipstream Effect," *KARI-AESD-TM-2010-004*.
- [2] 2002, 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.
- [3] 1994, Gentry, G. L., Takallu, M. A., and Applin, Z. T., "Aerodynamic Characteristics of a Propeller-powered High-Lift Semispan Wing," *NASA TM 4541*.
- [4] 1996, Custers, L. G. M., "Propeller-wing Interference Effects at Low Speed Conditions," *NLR TP 96312*.
- [5] 2004, Catalano, F. M., "On the Effects of an Installed Propeller Slip-stream on Wing Aerodynamic Characteristics," *Acta Polytechnica*, Vol. 44, No. 3, 2004.
- [6] 2004, Veldhuis, L. L. M., "Review of Propeller-Wing Aerodynamic Interference," 24<sup>th</sup> International Congress of the Aeronautical Sciences.
- [7] 2002, Waller, G., "CFD Prediction of Stability Derivatives of a Turboprop Aircraft Using a Cartesian Grid Based Euler Code," 22<sup>th</sup> International Congress of the Aeronautical Sciences.
- [8] 2005, Veldhuis, L. L. M., "Propeller Wing Aerodynamic Interference," Delft University Of Technology.
- [9] 2011, Park, Y. M, Kim, C. W., Chung, J. D., and Lee, H. C., "Numerical Simulation of Propeller Slipstream Effect on Wing Aerodynamic Characteristics," *KSCFE 2011 Spring Conference*.