

## 터보프롭 항공기의 실속 특성 수치해석

박영민\*, 정진덕\*\*

### Numerical Analysis of Stall Characteristics for Turboprop Aircraft

Young Min Park\*, Jin Deog Chung\*\*

#### Abstract

Numerical simulations were performed to study the stall characteristics of turboprop aircraft. Stall characteristics were qualitatively investigated using the computational results of various configurations based on the combinations of propeller and high lift device. For the analysis of stall characteristics, three-dimensional Navier-Stokes solver with Spalart-Allmaras turbulence model was used and the relative motion between propeller and wing was simulated using sliding mesh technique. For the cruise configurations, major flow separation was occurred at the fuselage/wing fairing and the separation was reduced under propeller slipstream condition. For the high lift device configuration without propeller, major flow separation was occurred at the outboard side of nacelle. With rotating propeller, early stall onset due to low relative velocity and high effective angle of attack was observed on the outboard wing section. Regarding rotating direction of propeller, inboard-down direction was preferred due to the stall delay effect of propeller slipstream.

#### 초 록

프로펠러와 고양력장치를 장착한 터보프롭 항공기에 대한 실속 특성 분석을 위해 수치 해석을 수행하였다. 항공기의 실속 특성은 프로펠러와 고양력 장치의 장착 조합에 따른 형상별 전산해석 결과를 통해 정성적으로 분석하였다. 실속 특성 해석은 Spalart-Allmaras 난류 모델을 기반으로 한 3차원 Navier-Stokes 방정식 해법을 이용하였으며 프로펠러의 회전은 슬라이딩 격자기법을 이용하여 모사하였다. 분석 결과 순항 형상의 경우 동체/날개 페어링에서 주요 유동박리가 발생하며 프로펠러 후류로 인해 점차 감소함을 알 수 있었다. 고양력장치를 장착한 경우 나셀 바깥쪽에서 주요 유동박리 현상이 발생하였고 프로펠러가 회전하는 경우에도 상대속도 감소와 유효 받음각 증가로 나셀 바깥쪽 날개 부분은 조기에 실속에 잠김을 알 수 있었다. 프로펠러는 날개의 inboard에서 하강하는 회전 방향이 프로펠러 후류로 인한 실속 지연 측면에서 유리함을 알 수 있었다.

키워드 : 파워효과(power effect), 고양력장치(high lift device), 실속(stall), 전산유체역학 (computational fluid dynamics)

접수일(2012년 9월 17일), 수정일(1차 : 2012년 10월 18일, 2차 : 2012년 10월 25일, 게재 확정일 : 2012년 11월 1일)

\* 중형기체설계팀 /ympark@kari.re.kr

\*\* 중형기체설계팀 /jdchung@kari.re.kr

## 1. 서 론

터보프롭 항공기는 추력을 발생시키는 프로펠러가 외부가 노출되어 있으므로 프로펠러의 후류에 의해 많은 영향을 받게 된다. 이러한 프로펠러 후류의 영향성은 프로펠러가 점차 고추력화로 발전함에 따라 더욱 강하게 발생하므로 항공기 개발 과정에서는 이러한 점을 감안하여 날개와 고양력장치 등을 설계해야 한다[1]. 일반적으로 프로펠러를 장착할 경우 그림 1과 같이 항공기의 양력은 증가하고 실속이 발생하는 받음각 또한 증가하는 것으로 알려져 있다. 실속이 발생하는 특성 또한 프로펠러의 장착 여부에 따라 다르게 나타난다[2].

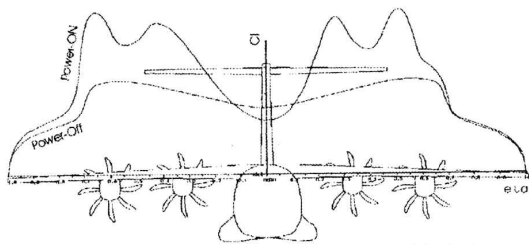


Fig 1. Power effect on wing lift distribution of A400M[2].

프로펠러 효과에 관한 연구는 대부분 풍동시험[2,3,4,5]에 의존하여 이루어졌으나 전산장비 및 유동해석 기법이 발전함에 따라 일부 전산해석[6,8] 방법을 이용하기도 한다. 전산해석 방법은 기본설계 과정에서 BEM 방법과 함께 VLM 혹은 Euler 해석 방법을 이용하여 프로펠러를 포함한 전기체 해석을 시도하기도 하였다. 이 경우 해석의 관점은 실속 특성 분석보다 항공기의 전반적인 공력특성이나 조종 및 안정성 해석에 중점을 두고 있다.

전산해석을 이용한 터보프롭 항공기의 프로펠러와 날개간의 간섭은 참고문헌[9,10]에서 수행한 바 있다. 본 논문에서는 참고문헌[9,10]의 연구에 이어 터보프롭 항공기의 실속 특성을 전산해석 결과를 통해 살펴보았다. 터보프롭 항공기의 실속 특성에 영향을 주는 요인으로는 기체의 받음

각과 더불어 프로펠러 후류나 나셀의 형상을 들 수 있다. 이에 본 논문에서는 터보프롭 항공기의 프로펠러 및 고양력장치의 장착 조합에 따른 실속 특성을 전산해석 결과를 통해 정성적으로 살펴보았다.

## 2. 수치해석기법

해석에 사용된 터보프롭 항공기의 형상은 그림 2와 같다. 계산 과정에서는 고양력장치가 없는 순항 형상인 clean 형상과 DSF(double slotted flap) 형상에 대하여 계산을 수행하고 비교하였다. 프로펠러는 좌우 대칭으로 회전한다는 가정하에 계산시간 절감을 위하여 기체의 좌측 부분만 해석하였다. 좌측 프로펠러는 전방에서 보았을 때 반시계 방향으로 회전한다. 프로펠러의 지름은 약 4m이다.

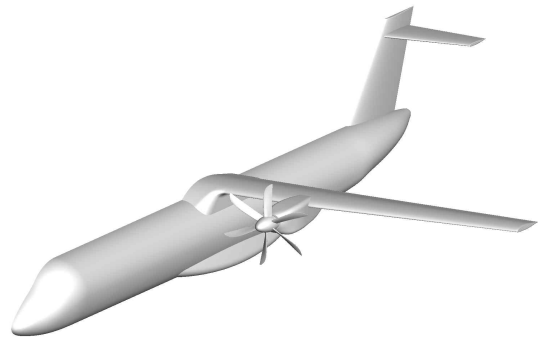
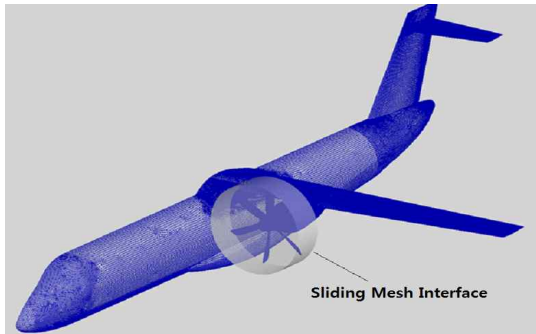


Fig. 2. Surface model of generic turboprop aircraft.

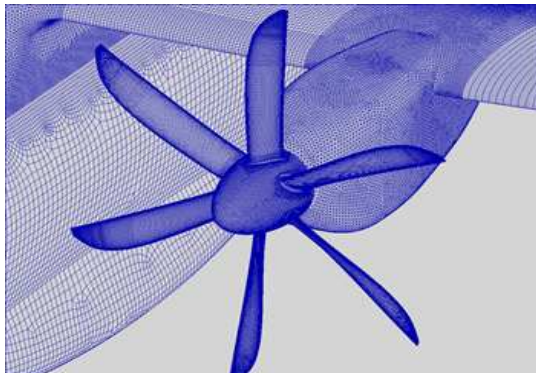
그림 3은 계산에 사용된 격자형상으로 양력을 발생시키는 요소인 프로펠러, 날개의 표면은 사각 정렬격자로 구성하였으며 날개와 동체를 연결하는 페어링 및 나셀 등은 비정렬 삼각격자를 이용하여 표면을 구성하였다. 계산에 사용된 clean 전기체 형상의 격자수는 7.2백만 정도이며 DSF 전기체 형상의 격자수는 8.3백만 정도이다. 점성 계산을 위해 초기 격자의 높이는 날개 표면 기준으로  $y^+$  값이 1이하로 설정하였으며 25개의 격자층을 삽입하였다. 유동해석 과정에서 난류모델은 Spalart-Allmaras 모델을 사용하였으며 상대운동을 위해 격자는 sliding mesh 방법을 이용하여

회전하도록 하였다.

전산해석은 항공기의 이착륙 조건에 해당하는 해면고도, Mach 수 0.2 조건에서 이루어졌으며 이 때의 프로펠러 회전수는 950rpm에 해당한다. 이착륙시 프로펠러 피치각은 전기체 해석 전 프로펠러 단독 해석을 통해 산출하였으므로 전기체 해석 과정에서의 추력은 동체나 날개와의 간섭으로 인해 차이가 있을 수 있다.



a) surface mesh and sliding mesh interface



b) surface mesh near propeller

Fig. 3. Surface mesh distribution of turboprop aircraft.

그림 4는 일정한 고추력 피치각 조건에서 받음각 변화에 따른 프로펠러의 추력계수를 도시한 것으로 DSF 형상의 경우 플랩의 blockage 효과로 인해 clean 형상 대비 추력이 증가함을 확인할 수 있다. 프로펠러의 추력은 받음각이 증가함에 따라라도 약간씩 증가한다.

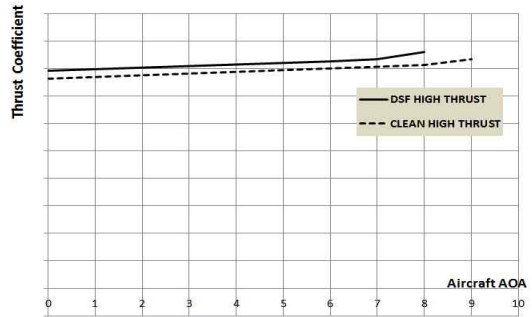


Fig. 4. Thrust coefficients v.s. aircraft AOA.

### 3. Clean 형상 실속

#### 3.1 No Propeller

고양력장치를 장착하지 않은 clean 형상에 대하여 실속 특성을 살펴보았다. 그림 5는 clean 형상에 대하여 프로펠러 추력에 따른 양력계수를 도시하고 있다. 프로펠러가 회전할 경우 양력의 기울기와 최고 양력계수는 프로펠러의 추력에 비례하여 점차 증가하며 이는 참고문헌[2]의 결과와 유사하다. 특이한 점으로 프로펠러의 추력이 거의 없는 idle 상태에서 프로펠러의 회전으로 인한 양력의 증가 현상은 발생함을 관찰할 수 있다. 이는 approach 과정에서 프로펠러는 비록 idle 상태이지만 항공기의 양력 증가에 상당 부분 기여함을 의미한다.

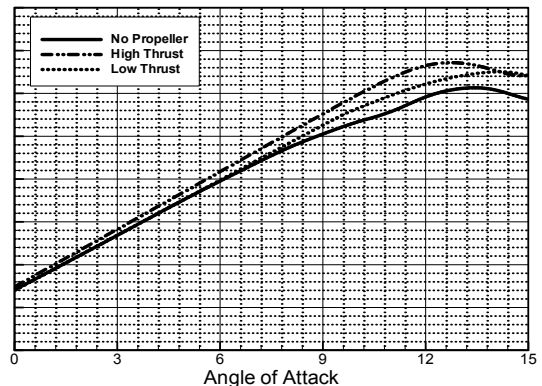
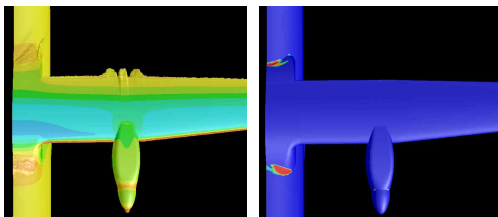


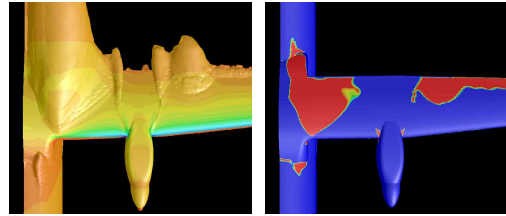
Fig. 5. Comparison of lift coefficient. (clean configuration)

실속과 관련된 특성을 살펴보면 프로펠러가 없는 clean 형상의 경우 받음각 8도에서 양력계수 기울기가 다소 감소한다. 그러나 받음각 8도 이후에도 양력계수는 계속 증가하며 받음각 14도에서 최대 양력계수에 도달한다. 받음각 14도 이후 양력계수는 완만하게 감소한다. 그림에서 보면 프로펠러가 회전하는 경우 추력에 관계없이 받음각 8도에서 발생하는 양력감소 현상은 발생하지 않는다. 이는 프로펠러 후류로 인하여 국부적인 유동박리 현상이 사라지기 때문에 나타나는 것으로 판단된다.

그림 6은 clean 형상에 대하여 받음각 별로 저속영역 및 유동박리로 인한 역류(reverse flow)영역을 도시하고 있다. 그림을 보면 받음각 0도인 조건에서도 wing/body 페어링의 앞전 및 뒷전 부분에서 약한 유동박리 현상이 발생함을 알 수 있다. 받음각이 커짐에 따라 두드러지는 특징으로는 wing/body 페어링 부분의 유동박리 영역 확대와 나셀 접합부에서의 와류로 인한 유동박리를 들 수 있다. 두 유동박리 영역은 초기에 독립적으로 영역이 증가하나 최종적으로는 두 부분이 융합되면서 급격한 항력증가 현상을 초래한다. 또 다른 특징으로 나셀 후방에서 발생하는 유동박리 현상은 받음각이 증가함에 따라 날개의 뒷전을 타고 점차 확대되어 감을 확인할 수 있다. 뒷전을 따라 발생하는 유동박리 현상은 받음각 8도 이상에서 폭 넓게 발생하기 시작하며 이는 그림 5를 통해 확인할 수 있다. 이러한 특성은 두께비 16% 이상의 두꺼운 익형을 사용하기 때문에 나타나는 뒷전 실속 현상으로 실속 받음각 이후에서 완만한 양력 감소 효과를 갖도록 한다.



(a) AOA = 0deg



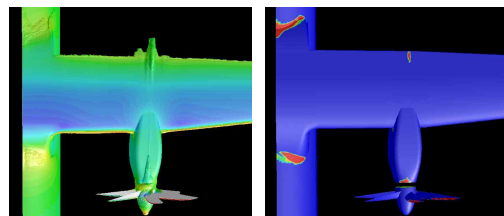
(b) AOA = 14deg

Fig. 6. Flow separation on the wing surface. (clean, no propeller)

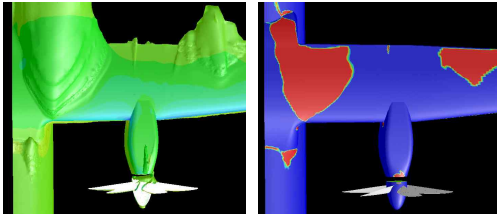
### 3.2 Low Thrust (Approach Condition)

프로펠러가 장착된 clean형상에 대해서 실속 특성을 그림 7에 도시하였다. 프로펠러를 장착할 경우 유동박리 현상은 프로펠러가 없는 경우보다 비교적 약하게 발생하며 실속이 발생한 이후에도 프로펠러 후방 영역에서는 유동박리 현상이 발생하지 않는다. 이는 프로펠러의 후류 에너지가 유입되어 실속을 지연시키기 때문으로 파악되며 추력이 강할수록 넓게 발생한다. 유동박리가 발생하는 부분을 보면 프로펠러가 없는 경우에는 나셀과 날개 접합부에서 주로 발생하나 프로펠러가 회전하는 경우에는 프로펠러 후류 경계면에 주로 발생한다. 따라서 프로펠러의 수가 증가하면 유동박리 영역이 상대적으로 감소하므로 최대 양력계수 측면에서 이득이 있을 것으로 예상된다.

그림 6과 그림 7을 보면 프로펠러의 장착 여부와 관계없이 유동박리가 가장 강하게 발생하는 영역은 wing/body 페어링 부분임을 알 수 있다. 현재의 wing/body 페어링 부분은 날개와 동체를 단순하게 수직으로 연결한 형상으로 향후 형상 최적화를 통해 유동박리 영역을 최소화 할 필요가 있다.



(a) AOA = 0deg

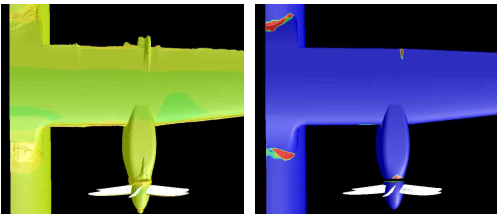


(b) AOA = 14deg

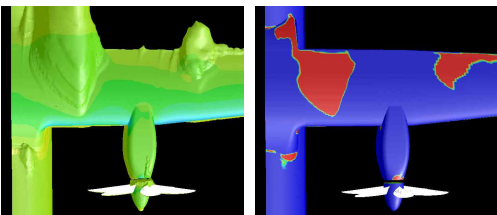
Fig 7. Flow separation on the wing surface. (clean, low thrust propeller)

### 3.3 High Thrust (Climb Condition)

프로펠러의 추력이 상대적으로 강한 조건에서의 실속 특성을 그림 8에 도시하였다. 그림을 보면 전반적인 특성이 approach 조건과 매우 유사하다. 다만 강한 프로펠러 후류의 영향으로 인해 나셀 주변부의 실속 영역이 다소 감소함을 확인할 수 있다. 프로펠러의 후류는 유동박리 영역을 감소시키므로 양력을 증가시키는 효과를 발생하며 양력 증가 현상은 프로펠러의 추력이 강할수록, 그리고 프로펠러의 후류영역이 넓을수록 강하게 나타난다.



(a) AOA = 0deg



(b) AOA = 14deg

Fig. 8. Flow separation on the wing surface. (clean, high thrust propeller)

## 4. 고양력장치 형상 실속

### 4.1 No Propeller

터보프롭 항공기에 사용된 고양력장치는 그림 9와 같은 Double Slotted Flap 형태로 플랩의 길이는 날개 코드 길이의 35%에 해당한다. 플랩의 스패น 방향 길이는 날개 길이의 약 75%이며 변위 각은 약 40도 이다.

그림 10은 DSF(Double Slotted Flap)를 장착한 후 프로펠러로 인한 양력 증가 현상을 도시한 것으로 프로펠러가 없는 DSF 형상은 실속 받음각이 약 9도까지 감소함을 알 수 있다. 그림 10을 보면 DSF 형상에서 프로펠러가 회전할 경우 상당 부분 양력계수가 증가함을 알 수 있다. 그러나 실속 받음각은 프로펠러가 없는 경우보다 오히려 감소하는 것을 확인할 수 있다. DSF를 장착한 경우 양력계수와 양력계수 기울기의 증가 현상은 clean 형상 대비 보다 강하게 발생한다.

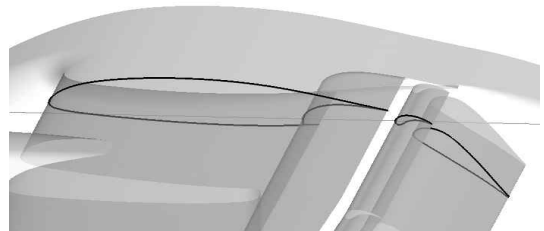


Fig 9. Double slotted flap configuration of turboprop aircraft. (Wing/Vane/Flap)

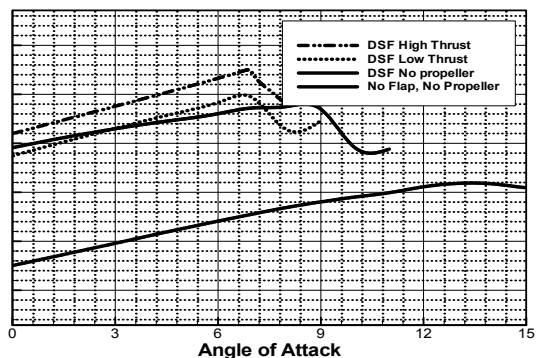


Fig. 10. Comparison of lift coefficient. (double slotted flap configuration)

그림 11은 프로펠러가 장착되지 않은 DSF 형상에 대하여 각 받음각 별로 저속영역 및 reverse flow 영역을 도시한 것으로 받음각이 증가함에 따라 나셀 접합부위에서 시작되는 유동박리 현상이 점차 강해지는 것을 확인할 수 있다. 반면 wing/body 페어링 부분에서의 유동박리 현상은 플랩이 없는 경우 대비 감소하는 것을 볼 수 있는데 이는 플랩의 내리흐름에 의해 영향을 받기 때문으로 판단된다. 본 플랩 형상은 프로펠러 효과를 정성적으로 보기 위해 설계된 형상으로 실속 발생 지점이 비교적 낮은 받음각 8도 정도이며 향후 최적화를 통해 실속 특성을 개선할 필요가 있다.

#### 4.2 Low Thrust (Landing Condition)

그림 12는 프로펠러가 장착된 DSF 형상에 대한 저속영역 및 reverse flow 영역으로 그림에 도시하지는 않았으나 실속이 발생하기 전 받음각 7도까지는 그림 11과 매우 유사하였다. 그러나 프로펠러가 회전하는 경우 나셀과 날개의 접합부에서 발생하는 와류는 상당 부분 감소하였으며 이는 clean 형상의 해석 결과와 동일하다.

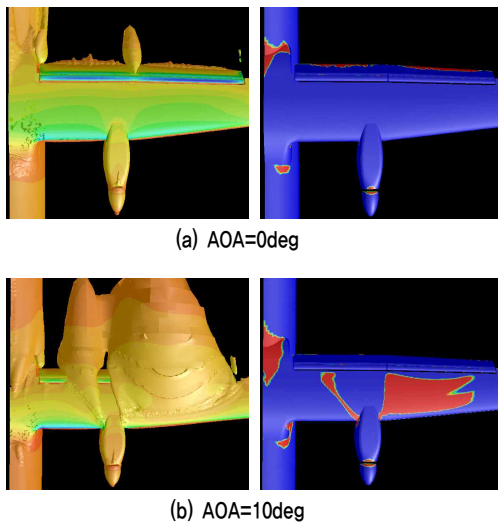


Fig. 11. Flow separation on the wing surface. (DSF, no propeller)

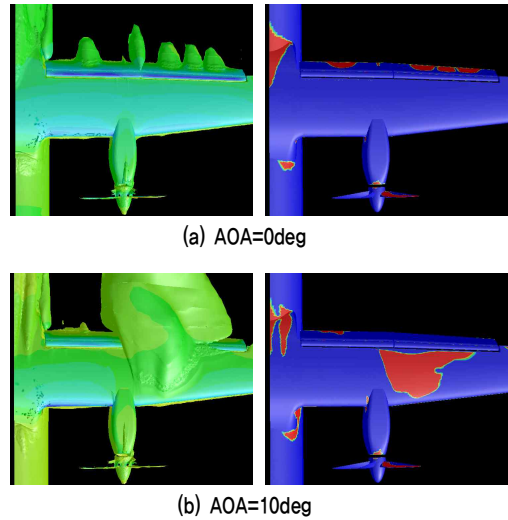


Fig. 12. Flow separation on the wing surface. (DSF, low thrust propeller)

그림 11과 다른 점으로 실속 직후 받음각 8도 부분에서 나셀의 바깥 부분에 강한 유동박리 영역이 발생한 점을 들 수 있다. 이 영역은 그림 11 보다는 좁지만 바깥쪽 플랩의 전 영역을 포함하고 있다. 이러한 현상은 프로펠러가 장착되어 있을 때 나타나는 대표적인 현상으로 상승하는 프로펠러 블레이드로 인한 상대 받음각의 증가와 상대속도 감소로 인해 실속 발생이 가속되기 때문에 나타나는 현상이다. 반면 나셀 안쪽은 상대속도 증가와 상대 받음각 감소로 인하여 실속이 지연된다(그림 13).

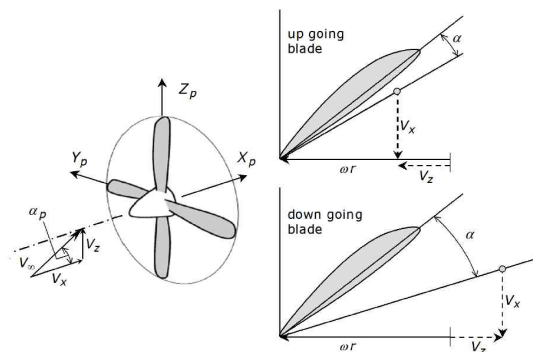
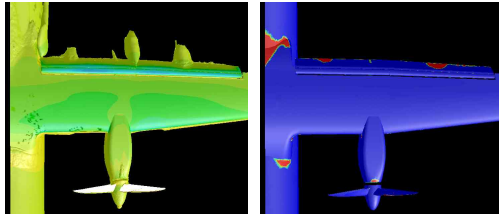
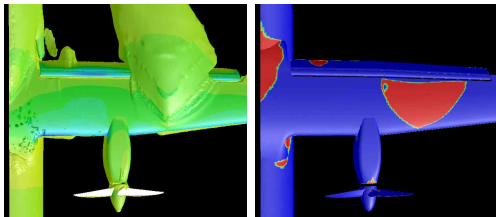


Fig 13. Asymmetric load of propeller due to aircraft angle of attack[7].





(a) AOA=0deg



(b) AOA=7deg

Fig. 14. Flow separation on the wing surface. (DSF, high thrust propeller)

### 4.3 High Thrust (Take Off Condition)

그림 14는 이륙 조건에서 DSF 형상의 실속 특성을 도시한 그림으로 그림 11과 비교할 경우 나셀 바깥쪽의 유동박리 영역이 다소 감소하고 wing/body 페어링 부분의 유동박리 현상의 큰 차이는 없다. 결과적으로 보면 추력이 증가할 경우 유동박리 영역이 감소하므로 양력이 증가하는 효과를 볼 수 있다.

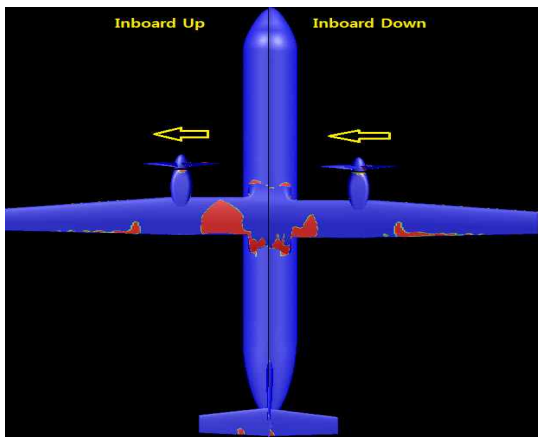


Fig. 15. Flow separation patterns v.s. propeller rotating direction. (AOA=12deg, high thrust propeller)

## 5. 프로펠러 회전방향

그림 15는 clean 형상에 대하여 받음각 12도 조건에서 프로펠러 회전방향에 따른 유동박리 영역을 보이고 있다. 두 형상 모두 전방에서 보았을 때 프로펠러는 시계방향으로 회전하나 위에서 보았을 때 항공기의 우측은 inboard 부분에서 프로펠러가 하강하고 항공기의 좌측은 inboard 부분에서 상승한다. 따라서 좌측의 경우 상대 받음각 증가와 속도 감소로 인해 inboard 영역에서 유동박리 영역이 넓게 분포한다. 반면 날개의 outboard 부분은 양쪽 모두 프로펠러의 회전방향에 크게 영향을 받지 않음을 확인할 수 있다. 이는 프로펠러로 인한 상대 받음각 및 상대 속도 변화가 outboard 보다 동체와 나셀 사이에서 더욱 강하게 나타남을 의미하며, 서로 반대 방향으로 회전하는 프로펠러를 사용한다면 inboard에서 하강하는 형태가 실속 측면에서 보다 우세하다고 볼 수 있다. 반면 동일한 방향으로 회전하면 고 받음각 조건에서 상당한 비대칭 공력하중 특성을 보일 것으로 예상된다.

## 6. 결 론

본 논문에서는 터보프롭 항공기에 대하여 프로펠러와 고양력장치의 장착에 따른 실속 특성을 전산해석 결과를 통해 살펴보았다. Clean 형상 해석 결과 주로 wing/body 페어링 부분에서 실속을 유도하는 유동박리 현상이 발생함을 확인할 수 있었다. 프로펠러가 회전할 경우 프로펠러 후방 날개 부분은 후류로 인하여 유동박리 현상이 감소하고 양력 또한 증가하는 특성이 있었다. DSF 형상 해석 결과 플랩을 장착할 경우 플랩으로 인한 내리흐름으로 인하여 wing/body 페어링 부분 유동박리 현상은 상당 부분 감소하고 바깥쪽 부분에서 유동박리 현상이 주로 발생하였다. 프로펠러가 회전할 경우 나셀 안쪽 부분의 유동박리는 감소하였고 나셀 바깥쪽 부분의 유동박리 영역은 후류로 인한 상대 받음각의 증가와 상대 속도의 감소로 더욱 증가하였다. 프로펠러

회전 방향은 inboard에서 하강하는 방향이 실속 측면에서 우세함을 확인할 수 있었다.

Journal of KSCFE, Vol. 16, No. 4, 2011.

## 참 고 문 헌

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