

# 항공기 Nacelle/pylon 위치에 따른 Shock-Buffer 현상의 수치적 연구

김성환,<sup>1</sup> 이관중,<sup>2</sup> 오세종<sup>\*1</sup>

<sup>1</sup>부산대학교 항공우주공학과

<sup>2</sup>서울대학교 기계항공공학부

## NUMERICAL INVESTIGATION OF SHOCK-BUFFER ON TRANSPORT AIRCRAFT WITH CHANGING THE POSITION OF NACELLE/PYLON

S.H. Kim,<sup>1</sup> K.J. Yee<sup>2</sup> and S.J. Oh<sup>\*1</sup>

<sup>1</sup>Dept. of Aerospace Engineering, Pusna Univ.

<sup>2</sup>Dept. of Mechanical & Aerospace Engineering, Seoul Univ.

*The shock buffet on a transonic transport aircraft are negative factors that reduce the aerodynamic performance of aircraft. The parametric studies were performed for position of nacelle/pylon to estimate the trend of flow mechanism under the wing that affects shock buffet. To generate external mesh of aircraft configuration that change the position of nacelle, snappyHexMesh provided in OpenFOAM was applied. Implicit density-based solver (ISAAC) was used for flow analysis. The change of nacelle position along horizontal direction dynamically affected the aerodynamic performance of transonic transport aircraft as comparing that of vertical direction. As a result of the parametric study of nacelle/pylon position, it was confirmed that the optimal position of nacelle can be obtained by aerodynamic design.*

**Key Words :** 오픈폼(OpenFOAM), ISAAC, 간섭현상(Interference effect), 버펫(Buffer), snappyHexMesh, 꺾임 분석(Kinkology)

### 1. 서 론

민항 제트 항공기의 초기 설계 단계에서 엔진의 위치는 항공기의 공력, 하중분포, 진동, 소음, 정비, 조종 특성 등에 영향을 미치는 중요한 설계 요소이다. 주로 민항 제트 항공기의 엔진 위치는 날개 하부 또는 동체 후방에 배치된다. 날개 하부 엔진 배치는 동체 후방 엔진 배치에 비해 엔진의 정비, 날개 및 동체의 무게, 전체 항공기의 중량 배분에서 장점을 가진다. 또한 나셀의 흡입구가 동체와 날개에 의한 공기역학적 간섭 영향을 적게 받기 때문에 현대 민항 제트항공기에 주로 적용되고 있다[1].

그러나, 날개 하부에 위치한 엔진은 날개 하부 유동에 영향을 미쳐 공기역학적 문제를 발생시킨다. 나셀, 파일론, 날개

에 의해 형성되는 수축-확산 노즐(Convergence-divergence nozzle) 형상 공간에서의 간섭현상(Interference effect)은 날개 하부 유동의 가속화를 유발한다. 이는 충격파를 발생시켜 항력의 증가를 가져오고, 심한 경우에는 강한 충격파에 의한 박리로 인해 천음속 버펫(Buffer)이 발생하게 된다[2]. 항공기에서 발생하는 비정상 유동 현상인 천음속 버펫은 충격파의 진동 및 박리 영역에서의 과도한 압력 섭동을 수반함에 따라 항공기의 비행 포위선도(Flight envelop)를 제한하는 요인으로 작용한다. 따라서 천음속 영역이 주요 운용 범위인 민항 제트 항공기는 설계 초기 단계부터 날개, 엔진, 파일론 사이의 간섭현상으로 인해 발생하는 버펫을 고려한 엔진 위치 설계가 요구되어 진다. 이에 따라 효과적인 엔진 위치 설계를 수행하기 위해서는 엔진, 파일론, 날개 사이에서 발생하는 간섭현상에 의한 버펫 유동 메커니즘 분석하고, 버펫 발달의 예측을 통한 엔진 설계 범위를 반영하는 것이 필수적이다.

항공기에서 엔진의 배치에 따른 성능 분석은 여러 연구에서 진행되어 왔다. Rossow et al.[3]은 민항 항공기 순항조건에서의 실험 및 수치해석을 통해 나셀, 파일론, 날개 사이에서

Received: September 12, 2014, Revised: September 22, 2014,

Accepted: September 23, 2014.

\* Corresponding author, E-mail: tazo1214@hanmail.net

DOI <http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2014.19.3.069>

© KSCFE 2014

나타나는 유동 메커니즘을 분석하고, Euler 식을 이용해 간섭 현상을 적절하게 예측하였다. 그러나 전체 운항 조건 중 버펫이 일어날 수 있는 하강 또는 선회 운항조건에 대한 연구는 수행되지 않았다. Saitoh et al.[4]은 하강 운항조건에서 발생하는 간섭항력 및 버펫을 줄이기 위해 나셀 위치 및 날개 단면에 대한 최적설계를 수행하였으나, 수직 방향으로의 엔진 위치만을 고려하였고, 버펫 발단에 대한 예측이 이루어지지 않아 설계 범위 선정에 한계가 있었다. Jing et al.[5]은 Navier-Stokes식을 이용하여 나셀, 파일론, 나셀 사이에 발생하는 간섭현상을 줄이기 위한 나셀의 위치 설계를 수행하였으나, 설계 과정에서 버펫을 고려한 설계범위 지정이 이루어지지 않았다. 이외에도 엔진 위치에 따른 유동특성을 분석한 논문들 [6,7]이 있으나, 하강 또는 선회 조건과 같은 임계 영역에서 발생하는 버펫을 지연시키기 위한 체계적인 연구는 이루어지지 않았다.

본 논문에서는 항공기 엔진의 위치 설계에 반영하기 위해 엔진 위치에 따라 발생하는 버펫에 대한 유동 메커니즘과 공력 성능에 대한 영향력을 분석하였다. 이를 위해 버펫의 원인인 엔진, 파일론, 날개 사이의 강한 충격파와 날개 뒷전에서 발생하는 역압력 구배를 적절히 예측할 수 있고[3], Navier-Stokes 해석에 비해 보다 빠른 격자 생성 및 해석이 가능한 Euler 해석을 수행하였다. 나셀의 위치 변화를 위해 CAD프로그램인 Solidworks를 사용하고, 항공기 형태의 변화에 따른 자동격자 생성을 위해 OpenFOAM에서 제공하는 snappyHexMesh [8]를 사용하였다. 전산 유동 해석을 위해서는 OpenFOAM의 기 개발 및 검증된 ISAAC[9]를 사용하였다. 또한, 정상적 천음속 버펫 예측방법으로 공력 특성 곡선 꺾임 분석 방법을 적용하여 버펫 발단 경계를 예측하였고 버펫 발단 이후에 나타나는 비정상 유동에 대해 해석함으로써 유동메커니즘에 대한 분석을 진행하였다. 이를 통해 초기 설계 단계에서 결정되는 엔진 위치설계를 위한 정성적인 경향을 제시하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 The System of Numerical Simulation

본 논문에서는 OpenFOAM을 이용하여 항공기 초기 설계 단계에 신속하고 효율적인 적용을 위해 CAD프로그램을 활용한 형상변형의 체계화, snappyHexMesh를 이용한 자동격자생성, 기 검증된 OpenFOAM의 내측적 압축성 해석자인 ISAAC을 이용한 Euler 해석을 통해 수치해석의 효율성을 높이고자 하였다.

#### 2.1.1 CAD-based Geometry Control

본 연구에서는 AIAA 2nd drag prediction[10]에서 제공하는

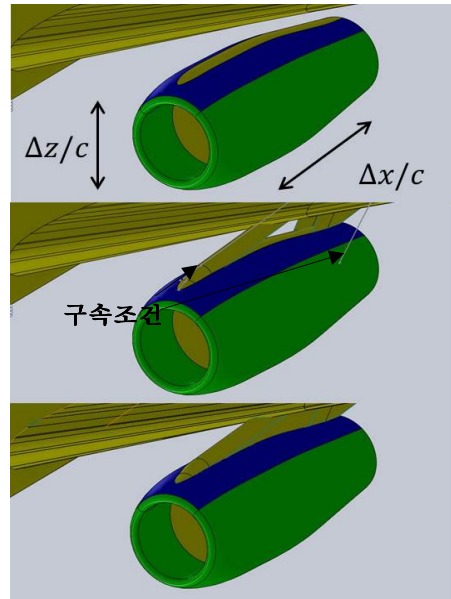


Fig. 1 CAD-based geometry control process using Solidworks

DLR-F6 Wing/Body/Pylon/Nacelle(이하 DLR-F6 WBPN) 형상을 기준으로 나셀의 위치 이동을 적용하였다. CAD프로그램인 Solidworks를 활용하여 나셀의 위치를 변화 시킨 표면 형상을 생성하였으며, Solidworks에서 제공되는 기능인 어셈블리와 history기능을 이용하여 설계변수에 변화에 따라 자동적으로 형상의 변화가 이루어질 수 있도록 체계화 하였다. 나셀의 위치에 따라 발생하는 파일론 형상의 변화 및 표면 형상의 생성은 Fig. 1에 나타난 과정을 통해 수행되어진다. 동체와 날개는 고정되어진 상태에서 나셀의 위치를 이동시킨다. 그 다음에 파일론의 앞전과 뒷전이 나셀과 날개의 접합부에 부여된 구속조건을 따라 파일론의 표면이 재생성 된다.

#### 2.1.2 격자 자동 생성

나셀의 위치 변화에 따라 항공기 외부형상은 변화한다. 이러한 형상변화에 따라 외부유동을 해석하기 위해서는 외부격자의 자동생성이 필요하다. 본 연구에서는 이를 위해 OpenFOAM에서 제공하는 자동 격자 생성 유틸리티인 snappyHexMesh를 이용하였다. snappyHexMesh는 자동적으로 3차원 다면체 격자를 생성하는 자동 격자 생성 프로그램이다. 임의의 형상에 대한 표면정보인 STereoLithography(STL) 파일을 이용하고, 임의의 형상 주위에 육면체 격자를 생성하는 castellate 과정과 형상과 격자를 일치시켜 다면체 격자로 바뀌 주는 snap 과정, 그리고 경계층 격자를 생성해 주는 add-layer 과정을 통해 격자를 생성하게 된다. 본 논문에서 해석하는 DLR-F6 WBPN 형상은 날개와 동체 접합부 또는 날개 뒷전과

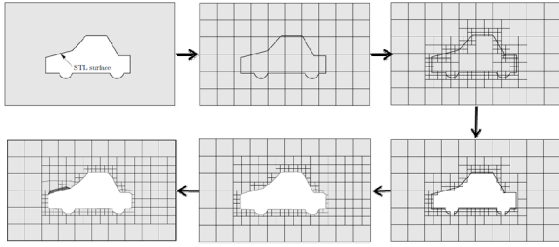


Fig. 2 The procedure of grid generation using snappyHexMesh

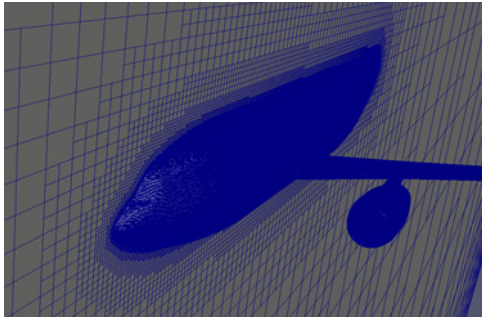


Fig. 3 The Mesh of DLR-F6 WBPN

같이 표면의 기울기가 급격히 변하는 부분이 존재한다. 이에 대한 격자생성을 원활하게 수행하기 위해 이 부분에 대한 정보를 가지는 Feature line을 생성하여 추가적인 격자생성과정을 수행한다. Fig. 2는 snappyHexMesh의 개념을 나타낸 그림이다. 이와 같은 격자 생성 방법은 계산영역의 크기, 항공기 주위의 격자 크기, 경계층 높이 및 개수 등에 대한 여러 가지 수치 입력만으로 격자를 생성할 수 있으며 병렬작업도 가능하여 자동격자 생성에 매우 유리한 격자 생성 방식이다. 또한 생성하고자 하는 격자의 질을 몇 가지의 입력 값을 통해 지정할 수 있으며, 해석형상의 변화가 있더라도 동일한 정도의 격자질을 유지하여 재생성 할 수 있다. Fig. 3는 2nd AIAA drag prediction에서 제공하는 DLR-F6 WBPN 형상에 대한 격자 생성 결과이다.

2.1.3 수치 해석 기법

최근 Kim et al.[11], Kim et al.[12]은 OpenFOAM을 이용한 압축성 유동 해석을 수행하였다. 현재 공개된 압축성 유동 해석자는 SIMPLE 알고리즘 및 외재적 기법을 사용하고 있어 효율적인 공력해석에 한계를 가진다. 이를 보완하기 위해 Shin et al.[9]은 Oliver Born의 외재적 시간 적분법이 적용된 Density-based turbo 해석자를 기반으로 LU-SGS를 이용한 내재적 기법이 적용된 압축성 유동 해석자인 ISAAC을 개발하였다. 본 연구에서는 ISAAC을 이용하여 압축성 유동에 대한

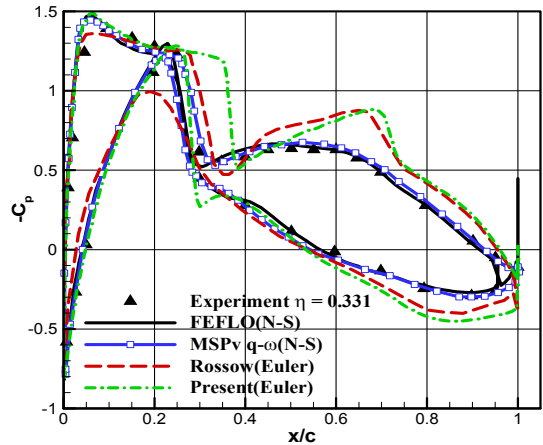


Fig. 4 Cp distribution at cruise condition(y/b=0.331)

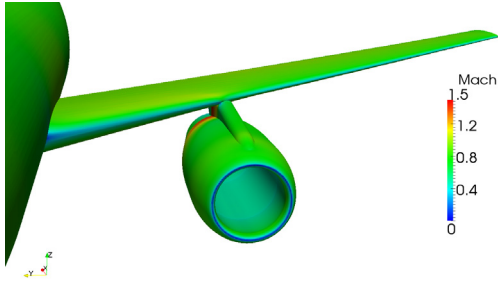
Euler 해석을 수행하였다. 원방경계에는 Riemann 경계조건을 적용하였으며, Flux scheme으로는 Roe[13]의 approximate Riemann solver를 사용하였다. Flux계산의 고차 정확도를 위해 Venkatakrishnan[14]의 multi-dimensional limiter를 사용하였다.

2.2 수치 해석 검증

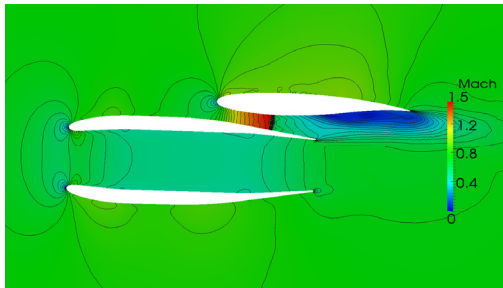
2.2.1 간섭 현상(Interference Effect)

본 논문에서는 snappyHexMesh[8]로 생성된 격자를 사용하여 Euler 해석을 통해 버펫의 원인이 되는 나셀, 파일론, 날개 사이의 간섭현상의 예측 정확성을 검증하였다. Rossov et al.[3]는 Euler 해석을 통해 나셀의 설치 때문에 나타나는 유동 변화 및 간섭현상을 적절히 예측 할 수 있음을 확인하였다. 본 연구에서는 Euler 해석을 수행하기 때문에 snappyHexMesh에서 경계층 격자를 추가하기 위한 add-layer 과정은 생략하였다. 항공기 형상의 변화에 따라 동일한 질의 외부 격자를 생성하기 위해 격자질을 조정하는 파라미터는 고정하였다.

2nd AIAA drag prediction workshop[10]에서는 DLR-F6 형상의 여러 유동 조건에 대한 실험치 및 수치 해석 데이터를 제공한다. Fig. 4는 DLR-F6 WBPN 형상 순항 검증 조건 ( $M_\infty = 0.74, Re = 3 \times 10^6, \alpha = 0.98\text{deg}$ )에서의 파일론 근방의 날개표면(y/b=0.331)에서 실험치와 여러 해석자 및 본 연구에서 해석한 압력분포를 비교한 그래프이다. 실험치 및 기존의 Navier-stokes 수치해석 결과[10]와 비교했을 때, 나셀, 파일론, 날개사이의 간섭현상에 의해 발생하는 충격파의 강도와 위치를 Rossov et al.[3]의 해석결과 보다 정확히 예측하고 있는 것을 확인 할 수 있다. Rossov가 언급한 바와 같이 Euler 해석의 특성상 나타나는 날개 윗면의 충격파 위치이동과 뒷전 압력 하중에 대한 과도한 예측으로 인해 양력을 약 40%정도



(a) Mach number contour at the descent condition ( $M_\infty = 0.74, \alpha = -2.9\text{deg}$ )



(b) Mach number contour at the descent condition ( $y/b=0.331$ )

Fig. 5 Flow analysis for the DLR-F6 WBPN configuration

크게 예측하고 있다. 그러나, Table 1에서 보이는 바와 같이 실험치와 비교했을 때, 나셀이 없는 Wing-Body 형상 대비 약 10%의 동일한 양력 손실을 예측하고 있는 것을 확인 할 수 있다. 이를 통해 ISAAC과 snappyHexMesh를 이용한 Euler 해석이 항공기에서 나타나는 나셀, 파일론, 날개 간의 간섭현상을 적절히 예측하는 것을 확인하였다.

2.2.2 항공기 하강 조건에서 파일론에 발생하는 버펫

항공기에서 발생하는 버펫은 대부분이 하강 또는 선회와 같은 임계 운용 조건에서 발생한다. 유동조건은 Koc et al.[7]이 수행한 수치해석결과 파일론 표면에서 버펫이 발생하는 임계조건인 하강조건( $M_\infty = 0.74, \alpha = -2.9\text{deg}$ )으로 선정하였다. DLR-F6 형상의 날개 붙임각은 5.87deg로 하강조건에서 날개에 적용되는 받음각은 약 3deg이다. Fig. 5(a)에서 보이는 바와 같이 항공기 운용구간 중 하강조건에서는 날개상부보다 날개하부에서 유동의 가속화가 발생한다. 이로 인해 Fig. 5(b)

Table 1 Comparison between Experiment and Calculation

| Experiment  | $C_L$    | Lift loss |
|-------------|----------|-----------|
| WB          | 0.557468 | 10.88%    |
| WBPN        | 0.49679  | -         |
| ISAAC Euler | $C_L$    | Lift loss |
| WB          | 0.818806 | 9.99%     |
| WBPN        | 0.737    | -         |

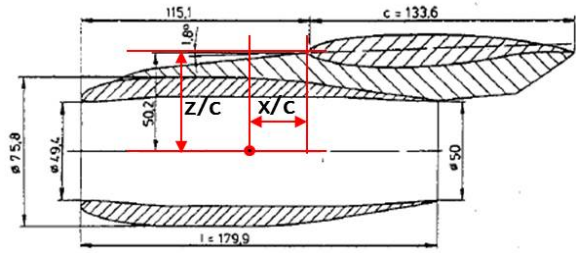


Fig. 6 Parameter definition of nacelle position

와 같이 나셀, 파일론, 날개사이에서 형성되어지는 노즐 형상 공간에서 유동속도가  $M_\infty = 1.5$  이상으로 증가하게 되어 충격파의 강도가 강해진다. 충격파 이후에는 유동이 아음속이 되고 확산 영역에서 감속함에 따라 압력이 증가하게 된다. 이로 인해 충격파에 의한 박리현상이 발생하게 되고 이에 의한 압력의 섭동의 영향으로 버펫이 발생하게 된다.

본 연구에서 적용한 해석자를 이용해 버펫에 의한 충격파의 진동이 확인 되었으며 충격파에 의한 박리에 의해 발생하는 버펫을 예측 할 수 있었다.

2.3 나셀 위치에 대한 유동효과 분석

2.3.1 꺾임 분석법을 이용한 버펫 발단(Buffet Onset) 탐색

버펫의 원인은 Fig. 5(b)와 같이 날개 뒷전에서 발생하는 박리이다. 이러한 날개 뒷전에서의 박리의 영향은 후류를 통과하여 날개 위아랫면의 유동변화를 일으키고, 이는 날개 뒷전 주위의 압력 및 순환(Circulation)에 영향을 미친다. 결국 이러한 압력 및 순환의 변화는 양력의 변화를 가져온다. Pearcey and Holder[15]에 의하면, 이러한 공력하중(Mean aerodynamic load)의 변화 즉, 유동 박리에 의한 양력의 변화량이 버펫의 강도를 나타낸다. 이러한 버펫이 발생할 때의 유동특성을 반영하여 Lamar[16]은 공력 특성 꺾임 분석법을 제안하였다. 공력 특성 꺾임 분석 방법은 유동 조건 및 항공기의 형상 변화에 따라 나타나는 공력 특성의 불연속 지점 및 기울기의 급격한 부분을 판단하여 버펫 발단을 예측하는 방법으로 쉽게 적용이 가능하기 때문에 항공기 초기 설계 단계에서 적용이 용이하다.

본 논문에서는 양력 및 항력을 이용한 꺾임 분석 방법을 이용하여 나셀의 위치에 따른 버펫의 원인이 되는 유동현상을 분석하였다.

2.3.2 나셀의 위치에 따른 파일론에서의 버펫 분석

나셀 위치의 이동에 따라 파일론에서 발생하는 버펫을 분석하기 위해 파라메트릭 스텐디를 수행하였다. 나셀의 위치는 Fig. 6와 같이 나셀의 중심을 기준으로 날개 앞전까지의 수직,

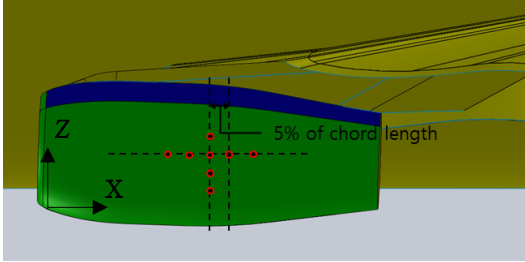
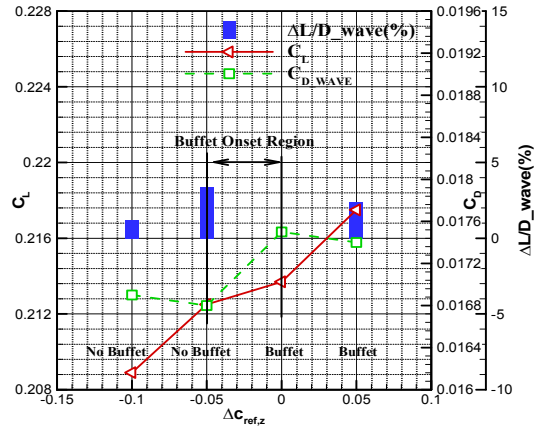
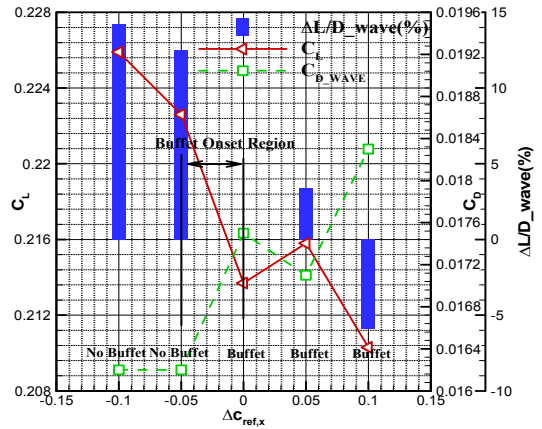


Fig. 7 Set of parameter of nacelle position simulated

수평거리를 나셀이 위치한 날개의 코드길이( $c_{ref}=133.6$  mm)로 무차원화하여 나타내었다. 파라메트릭 스티디를 위해 Fig. 7과 같이 기준형상인 DLR-F6 WBPN의 나셀위치를 기준으로 기준 코드 길이의 5%씩 수직방향( $\Delta 0.05c_{ref,z}$ )으로 3 Case, 수평방향( $\Delta 0.05c_{ref,x}$ )으로 4 Case로 나셀을 이동시켜 해석을 수행하였다. 나셀의 위치에 따른 항공기의 성능은  $C_L$ ,  $C_{D,wave}$  와 경향성 판단을 위한 초기 나셀 위치 대비  $\Delta L/D_{wave}$ 를 통해 평가하였다. Table 2는 각 나셀의 위치에 따른 성능 및 버펫의 발생 유무를 나타낸 표이다. 또한 나셀의 위치에 따른 항공기 성능의 경향성을 파악하기 위해 Fig. 8과 같이 그래프로 나타내었다. Fig. 8(a)는 수직 방향으로의 나셀의 위치변화를 적용한 결과 나타나는 공력성능의 변화 그래프이다. 나셀의 음의 수직방향 이동 즉, 나셀이 날개에서 멀어질수록 양력과 항력이 함께 감소하는 경향을 보인다. 이에 따라 수직방향의 나셀 위치변화는 양항비 성능에 적게 영향을 미쳤다. 신속하게 버펫 발단을 예측 할 수 있는 공력꺾임분석법을 적용했을 때, 나셀에 날개에서 멀어지면서 나타나는 양력 및 항력의 기울기가  $0.0c_{ref,z}$  부터  $-0.05c_{ref,z}$  사이에서 급격하게 변하는 것으로 보아 이 범위의 나셀 수직 위치에서 버펫이 발생함을 알 수 있다. 이에 따라  $-0.05c_{ref,z}$  위치 이하에서부터 버펫이 사라진다. Fig. 8(b)는 나셀의 수평방향 위치이동에 따른 항공기 공력성능의 변화 그래프이다. 수직 방향의 위치 이동에 비해 공력성능 변화 기울기가 큰 것으로 보아 수직방향의 위치



(a) Vertical movement



(b) Horizontal movement

Fig. 8 Comparison of  $C_L$ ,  $C_{D,wave}$ ,  $\Delta L/D$  along the nacelle position

이동에 비해 항공기성능에 더 큰 영향을 주는 것을 확인 할 수 있다. 또한, 나셀이 날개 앞전방향으로 이동하면서 양력이 증가하고 항력이 감소하는 경향으로 인해 양항비가 증가하는

Table 2 Aerodynamic performance data of CFD result

|                               | Initial         | -0.1 $c_{ref,z}$ | -0.05 $c_{ref,z}$ | +0.05 $c_{ref,z}$ | -0.1 $c_{ref,x}$ | +0.05 $c_{ref,x}$ | +0.05 $c_{ref,x}$ | +0.1 $c_{ref,x}$ |
|-------------------------------|-----------------|------------------|-------------------|-------------------|------------------|-------------------|-------------------|------------------|
| $C_L$                         | 0.2137          | 0.2089           | 0.2125            | 0.2175            | 0.2259           | 0.2226            | 0.2158            | 0.2103           |
| $\Delta C_L(\%)$              | -               | -2.2             | -0.6              | 1.8               | 5.7              | 4.2               | 1.0               | -1.6             |
| $C_{D,wave}$                  | 0.0175          | 0.0169           | 0.0168            | 0.0174            | 0.162            | 0.162             | 0.0171            | 0.0183           |
| $\Delta C_{D,wave}$ counts(%) | -               | -6(-3.4)         | -7(-4.0)          | -1(-0.6)          | -13(-7.4)        | -13(-7.4)         | -4(-2.3)          | 8(4.6)           |
| $\Delta L/D_{wave}(\%)$       | -               | 1.2              | 3.4               | 2.4               | 14.2             | 12.5              | 3.4               | -5.9             |
| Buffet or No buffet           | Buffet          | No buffet        | No buffet         | Buffet            | No buffet        | No buffet         | No buffet         | No buffet        |
| Temporal calculation          | steady/unsteady | steady           | steady            | steady/unsteady   | steady           | steady            | steady/unsteady   | steady/unsteady  |

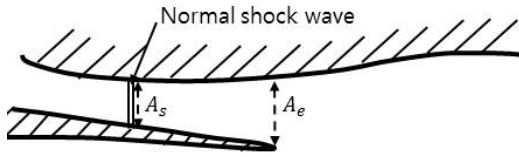


Fig. 9 Area ratio definition after shock wave

경향이 나타났다. 공력 꺾임 분석법을 적용하였을 때, 나셀이 날개의 앞전 방향으로 이동하면서 나타나는 양력 및 항력의 기울기가  $0.0c_{ref,z}$  부터  $-0.05c_{ref,x}$  사이에서 급격하게 변하는 것으로 보아 이 범위에서 수평방향의 버펫이 발달하는 나셀의 수평위치가 존재함을 알 수 있다. 이에 따라 나셀을 날개의 앞전 방향으로 이동 시킬 때, 양항비의 증가와 함께 버펫이 일어나지 않는 설계가 가능함을 알 수 있다. 따라서 초기 설계 단계에서 고려되는 나셀의 위치 변수는 수직방향 보다 수평방향의 나셀이동이 버펫을 고려한 설계에 더 중요한 요소임을 확인 할 수 있다.

2.3.3 노즐 형상 구간의 면적비와 버펫간의 관계 분석

나셀, 파일론, 날개 사이에서 발생하는 버펫의 원인은 날개 뒷전에서 발생하는 박리이다. 이 박리현상은 충격파에 의해 유도되는 것으로 충격파 이후에 나타나는 아음속 유동이 나셀과 날개사이에서 형성되는 노즐형태의 구간의 확산영역에서 나타나는 압력의 증가로 일어나게 된다. 즉, 버펫의 원인이 되는 날개 뒷전의 박리는 이 나셀, 파일론, 날개 사이에서 형성되는 노즐의 형태에 영향을 받게 된다. 본 연구에서는 Fig. 9에서 나타낸 바와 같이 충격파가 생성되는 지점 이후의 노즐 형상 구간의 면적비와 파일론에서 생성되는 버펫 간의 관계를 분석하였다. Table 3는 나셀의 수직, 수평위치에 따른 충격파 이후의 노즐 형상 구간의 면적비와 버펫 발생 유무를 나타내었다. 1.6이상의 노즐 형상 면적비를 가지는 나셀의 위치에서는 버펫이 발생함을 확인 할 수 있다. Fig. 10은 나셀의 위치에 따른 파일론 근처의 마하수장을 나타낸 그림이다. 나셀을 날개와 떨어뜨리거나 날개의 앞전 방향으로 이동시킨 경우와 같이 노즐 형상 구간의 면적비가 적은 나셀의 위치에서는 날개 뒷전에서 발생하는 박리영역이 거의 나타나지 않

Table 3 Area ratio VS buffet at each positions of nacelle

| Nacelle position | $A_e/A_s$ | Buffet or No buffet |
|------------------|-----------|---------------------|
| $-0.1c_{ref,z}$  | 1.19      | No buffet           |
| $-0.1c_{ref,x}$  | 1.29      | No buffet           |
| Initial          | 1.60      | Buffet              |
| $+0.1c_{ref,x}$  | 2.11      | Buffet              |
| $+0.05c_{ref,z}$ | 3.05      | Buffet              |

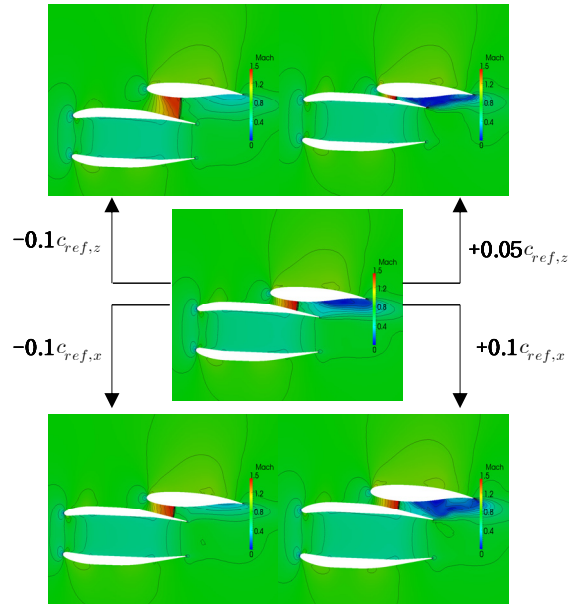


Fig. 10 Mach number contour at each positions of nacelle (y/b=0.331)

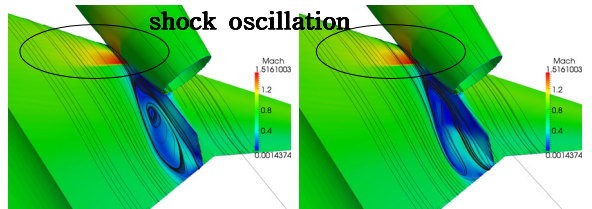


Fig. 11 Snapshots of Mach number contour and flow streamline during a single shock-buffet cycle on the pylon :  $+0.05c_{ref,z}$  Case

는다. 그러나 노즐 형상 구간의 면적비가 1.6이상인 나셀의 위치에서는 박리 영역이 날개의 앞전 방향으로 전진하며 커지는 것을 확인 할 수 있다. 이러한 박리영역의 증가에 의해 나타나는 압력의 섭동은 충격파 주위의 압력에 영향을 주어 충격파의 진동을 야기한다. Fig. 11과 Fig. 12는 버펫이 발생하는 나셀의 위치에 대한 비정상 해석을 수행한 결과이다. Fig. 11은 노즐 형상구간의 면적비가 가장 큰 경우인  $+0.05c_{ref,z}$  Case에서 나타나는 버펫 유동의 한주기 구간의 순간 마하수장으로 날개 뒷전에서 나타나는 박리영역의 비정상성이 충격파 주위의 압력에 영향을 주어 충격파가 진동하는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 12는 나셀의 위치에 따라 나타나는 버펫에 의한 항공기 양력의 진동을 비교한 그래프이다. Fig. 12(a)는 수직방향의 나셀 위치에 따른 양력의 진동을 비교한 것이다. 노즐 형상 구간의 면적비가 3.0이상인  $+0.05c_{ref,z}$  Case의 경우 양력의

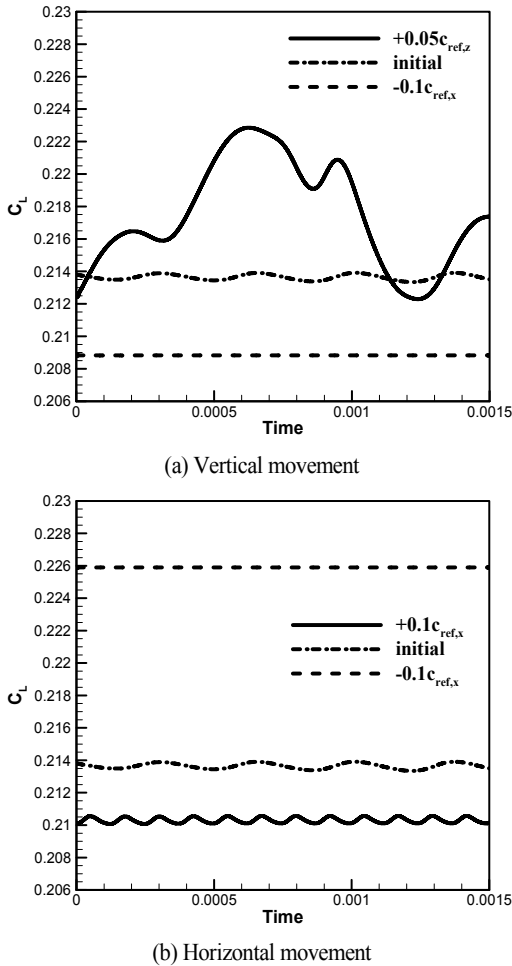


Fig. 12 Comparison of  $C_L$  history at each nacelle position

진동주기와 폭이 상당히 커 버펫의 강도가 강한 것을 확인할 수 있다. 또한, 면적비가 줄어들수록 진폭이 줄어들면서 버펫의 강도가 약해졌다. Fig. 12(b)는 수평방향의 나셀위치에 따른 양력 진동을 비교한 그래프이다. Fig. 12(b)에 나타난 바와 같이 나셀의 위치가 날개의 앞전방향으로 이동 할수록 버펫에 의한 양력의 진동주기가 증가하면서 버펫이 사라지는 것을 확인할 수 있다. 이와 같이 나셀, 파일론, 날개 사이에서 형성되는 노즐 형상이 파일론에서 발생하는 버펫의 발생 및 강도에 영향을 주므로 초기 설계 단계에서 나셀의 위치 설계 시 중요한 고려요소임을 확인하였다.

2.3.4 항공기 순항 조건에서 나셀 위치에 따른 성능 분석

본 연구에서는 하강조건과 같은 항공기의 임계운용 영역에서 나타나는 버펫을 고려한 나셀 위치의 이동이 순항조건

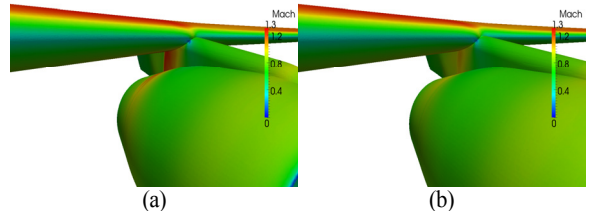


Fig. 13 Mach contour at (a) initial and (b)  $-0.1c_{ref,x}$  : cruise condition

( $M_\infty = 0.74, \alpha = 0.98\text{deg}$ )에서의 항공기 성능에 어떠한 영향을 미치는지 분석하였다. 순항조건에서는 하강조건에서 나타나는 강한 충격파에 의한 버펫이 나타나지 않으므로 나셀, 파일론, 날개사이의 간섭현상으로 인해 발생하는 충격파에 의해 순항 조건 성능이 결정되게 된다. Table 4는 버펫을 고려한 나셀의 위치 이동시 버펫이 일어나지 않는  $-0.1c_{ref,z}, -0.1c_{ref,x}$  Case에 대해 순항조건에서의 성능을 나타낸 표이다. Table 4에 나타난 바와 같이 나셀의 위치 이동에 따른 양항비 성능의 변화가 하강조건과 비교하여 크지 않으나, 하강조건에서 양항비 성능의 증가가 나타났던 수평방향의 이동이 순항조건에서도 나타나는 것을 확인할 수 있었다. Fig. 13은 나셀의 수평방향 이동에 의해 나셀, 파일론, 날개 사이에서 발생하는 충격파의 강도가 상당히 작아졌음을 나타낸다.

3. 결 론

본 연구에서는 초기 설계 단계에서 버펫을 고려한 엔진 위치의 설계에 반영하기 위해 엔진 위치 변화에 따라 나셀, 파일론, 날개 사이에서 발생하는 버펫에 대한 정성적인 분석을 수행하였다. 나셀 위치에 대한 파라메트릭 스터디 결과, 나셀과 날개사이의 거리가 멀어지고, 나셀이 날개 앞전 방향으로 이동할수록 버펫이 일어나지 않았다. 또한, 수평방향의 나셀 이동이 수직방향의 이동에 비해 항공기 성능에 주는 영향이 컸으며 앞전 방향으로의 수평이동이 양항비의 증가를 가져오기 때문에 나셀의 수평방향 이동이 수직방향 이동에 비해 더

Table 4 Aerodynamic performance at cruise condition

|                          | Initial | $-0.1c_{ref,z}$ | $-0.1c_{ref,x}$ |
|--------------------------|---------|-----------------|-----------------|
| $C_L$                    | 0.753   | 0.735           | 0.752           |
| $\Delta C_L(\%)$         | -       | -2.39           | -0.13           |
| $C_{D\_wave}$            | 0.0364  | 0.0354          | 0.0359          |
| $\Delta C_{D\_wave}(\%)$ | -       | -2.75           | -1.37           |
| $\Delta L/D\_wave(\%)$   | -       | 0.37            | 1.26            |

속 중요한 나셀의 위치 요소임을 확인 하였다. 나셀, 파일론, 날개 사이에서 발생하는 버펫은 날개 뒷전의 박리현상이 원인으로, 이러한 박리는 형성되어지는 노즐 형상 구간의 충격과 이후의 면적비에 의해 영향을 받는다. 따라서 버펫을 고려한 나셀의 위치 설계 시 노즐 형상 구간의 면적비가 중요한 요소임을 확인하였다. 그리고 버펫을 고려한 나셀 위치의 설계가 순항조건에서도 유사한 성능 향상의 경향성이 나타나는 것을 확인하였다.

본 연구를 통해 설계 초기 단계 시 엔진 위치에 따른 항공기 성능에 변화에 대한 정성적인 경향성 확인하였다. 향후 연구에서 본 연구를 바탕으로 효율적인 엔진 위치의 설계가 가능 할 것으로 판단된다.

## References

- [1] 2003, Oliveira, G.L., Trapp, L.G. and Puppim-Macedo, A., "Intergration Methodology for Regional Jet Aircraft with Underwing Engines," *41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV.
- [2] 2009, Obert, E.D., "Aerodynamic Design of Transport Aircraft," *IOS Press*, Delft University.
- [3] 1994, Rossow, C.C., Godard, J.-L., Hoheisel, H. and Schmitt, V., "Investigations of Propulsion Integration Interference Effects on a Transport Aircraft Configuration," *Journal of Aircraft*, Vol. 31, No. 5, pp.1022-1030.
- [4] 2006, Saitoh, T, Kim, H.J. and Takenaka, K., "Multi-point Design of Wing-Body-Nacelle-Pylon Configuration," *AIAA paper 2006-3461*.
- [5] 2013, Jing, L., Zhenghong, G., Jiangtao, H. and Ke, Z., "Aerodynamic Design Optimization of Nacelle/Pylon position on an aircraft," *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol.26-4, pp.850-857.
- [6] 2007, Gisin, Y.M. and Marshall, D.D., "Wing-Nacelle Assembly Multidisciplinary Performance Optimization," *AIAA paper 2007-1463*.
- [7] 2005, Koc, S., Kim, H.J. and Nakahashi, K., "Aerodynamic Design of Wing-Body-Nacelle-Pylon configuration," *AIAA paper 2005-4856*.
- [8] 2013, *OpenCFD*, "OpenFOAM User Guide Version 2.2.0".
- [9] 2013, Shin, H.B., Jung, S.G., Kim, J.H., Gill, J.H., Kim, B.Y., Kim, J.H. and Kim, K.H., "Development of Compressible Implicit CFD S/W based on OpenFOAM," *Proc. KSAS conference*, pp.80-83.
- [10] 2003, 2nd AIAA CFD Drag Prediction Workshop, AIAA, Orlando, FL. <http://aaac.larc.nasa.gov/tsab/cfdlarc/aiaa-dpwworkshop2/>.
- [11] 2011, Kim, T.W., Oh, S.J. and Yee, K.J., "Verification of the Open Source Code, OpenFOAM to the External Flows," *JKSAS*, Vol.39, No.8, pp.702-710.
- [12] 2011, Kim, B.Y., Gill, J.H. and Kwon, H.M., "Aerodynamics Simulation of Korea Next Generation High Speed Train using Open Source CFD Code," *Proc. of KSCFE Spring conference*, pp.327-330.
- [13] 1981, Roe, P.L., "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors, and Difference Schemes," *Journal of Computational Physics*, Vol.43, pp.357-372.
- [14] 1995, VenKatakrisnan, V., "Convergence to Steady State Solutions of the Euler Equations on Unstructured Grids with Limiters," *Journal of Computational Physics*, Vol.118, pp.120-130.
- [15] 1962, Pearcey, H.H. and Holder, D.W., "Simple method for the Prediction of Wing Buffeting Resulting from Bubble Type Separation," *NPL Aero Rep*, ort 1024.
- [16] 1976, Lamar, W.E., "The Effects of Buffeting and other Transonic Phenomena," *AGARD-CP-187*.