무인 전투기의 배기 노즐 형상 및 Jet On/Off에 따른 열유동장 특성에 관한 전산 해석

이 지 현,[1] 이 현 진,[2] 양 병 주,[2] 명 노 신,[*1] 김 원 철[3]
[1]경상대학교 기계항공공학부
[2]경상대학교 항공우주특성화대학원
[3]국방과학연구소 제7기술연구본부

NUMERICAL ANALYSIS OF THERMAL FLOW FIELD ACCORDING TO SHAPE OF EXHAUST NOZZLE OF UCAV AND JET ON/OFF

J.H. Lee,[1] H.J. Lee,[2] B.J. Yang,[2] R.S. Myong[*1] and W.C. Kim[3]
[1]Dept. of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University
[2]Specialized Graduate School of Aerospace Engineering, Gyeongsang National University
[3]The 7th Research and Development Institute, Agency for Defense Development

To reduce the IR signal of UCAV, geometrically deformed nozzles are often used in the propulsion system. However, the application of deformed nozzles can significantly affect the after-body shape of the flying vehicle, which may cause unexpected changes in the drag and thrust. In this study, the flow field of an unmanned combat fighter with a shape deformed nozzle in flight was analyzed using a CFD code. Special emphasis was placed on the effects of shape-deformed nozzle on the drag coefficient and thrust. In the case of shape deformed nozzle, the deformations of the nozzle affected the local flow field near the nozzle exit of aircraft and, as a result, induced a low drag coefficient, compared to the conventional axisymmetric nozzle. On the other hand, it was shown that the result in the thrust showed no significant difference, thanks to the smooth shape of deformed nozzle.

Key Words : 전산유체역학(CFD), 무인 전투기(Unmanned Combat Aerial Vehicle), 항력 계수(Drag Coefficient), 추력(Thrust)

1. 서 론

무인 항공기는 기체에 탑재된 센서 또는 GPS를 이용하여 운용자가 원격으로 조종하거나 항행 시스템을 입력하여 운용하도록 설계된 비행체이다. 항공기술의 발전에 따라 다양한 무인 항공기가 개발되고 있으며, 인간이 항공기에 탑승하지 않아 극한환경이나 위험한 임무를 수행하는데 유용하게 이용될 수 있다.

무인 전투기(Unmanned Combat Aerial Vehicle; UCAV)는 무인기 중 전술 임무를 수행할 수 있도록 무기 체계가 갖추어진 항공기이다. 다양한 장점들로 인해 전투 및 정찰에 활용 가능한 무인 전투기들이 계속 개발되는 추세이다[1]. 국외에서는 이미 RQ-2 Pioneer, MQ-1 Predator, RQ-4 Global Hawk, X-47B 등 다양한 무인 전투기가 개발 중이거나 운용중이다.

무인기 및 무인 전투기 개발에 실험적 기법과 해석적 기법이 동시에 사용된다. 축소 모델 제작 및 풍동 시험에 많은 비용이 요구되는 실험적 기법과 달리 적은 소모시간과 저비용의 해석적 기법이 많이 이용되는 추세이다. 국내에서도 무인기 및 무인 전투기의 효율적인 개발을 위한 다양한 전산 해석적 연구가 수행되고 있다. UCAV의 저속 종방향 공력 특성에 관한 전산해석을 진행한 Park 등[2]의 연구가 있고, 천이효과를 고려한 BWB(Blended-Wing-Body) UCAV 형상의 공력 특성을 해석한 Jo 등[3]의 연구가 있다. 또한 저속 비행체의 공력 해석을 위해 상용 및 오픈 소스 CFD 코드를 사용한 Park 등[4]의 연구가 있다.

Received: November 7, 2017, Revised: March 21, 2018,
Accepted: March 21, 2018.
* Corresponding author, E-mail: myong@gnu.ac.kr
DOI http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2018.23.1.077
Ⓒ KSCFE 2018

일반적인 무인기들과 달리 전장에서 높은 수준의 위협을 받는 무인 전투기들은 생존성을 높이기 위해 RF/IR 스텔스와 같은 저피탐 성능이 추가적으로 요구된다. 최근 적외선을 추적하는 적외선 유도 미사일이 발전하는 추세이고, 이러한 적외선 유도 미사일들은 무인 전투기의 생존성에 큰 위협이 된다[5]. 따라서 생존성 향상 목적의 적외선 스텔스 기술에 대한 연구가 상당부분 진행되었다. 이와 관련된 이전 연구로는 항공기의 비행조건에 따른 적외선(Infrared; IR) 신호의 차이를 확인한 Kim 등[6]의 연구, 노즐의 세장비 및 곡률 변형한 형상 변형 노즐이 적외선 스텔스 성능에 미치는 영향을 연구한 An 등[7]의 연구와 Kang 등[8]의 연구가 있다. 이처럼 적외선 스텔스 성능을 향상시키기 위하여 적외선 신호에 영향을 미치는 인자를 분석하고[9] 대기조건 및 관측 각도 등을 고려하여 적외선 신호를 저감시키려는 다양한 연구가 진행되었다[10,11].

하지만 현재까지는 스텔스 설계를 위해 비행체에 적용 가능한 단위요소기술 개발 위주의 연구들이 주로 진행되고 있다. 형상 변형 노즐이나 IR 저감 기술들을 실제 Full-Scale 무인 전투기에 적용할 때 공력 및 추력 측면에서 어떤 영향을 미치는지에 대한 연구는 미미한 편이다. 특히 노즐의 대폭적인 형상 변형은 비행체의 후방형상에도 영향을 미치게 되어 항력이나 추력 등에 적지 않은 변화를 야기할 수 있다.

항력 등의 공력 계수와 추력은 항공기의 성능에 큰 영향을 미친다. 공력 계수를 예측하기 위한 다양한 실험적 해석적 연구가 그동안 수행되었다. 무미익 BWB UCAV의 공력 계수에 대한 실험적 연구인 Shim 등[12]의 연구, 초음속 전투기의 후방동체 항력 예측 및 측정을 진행한 Kim[13]의 연구 등이 있다. 또한 무인기 및 무인 전투기의 공력 특성을 전산 해석기법을 통해 분석한 연구들이 있다[2,3].

본 연구에서는 적외선 스텔스 성능 향상을 위한 형상 변형 IR 저감 노즐을 실제 Full-Scale 무인 전투기에 적용한 다음, 항력 및 추력 영향성을 분석하기 위해 CFD 기법에 기초한 전산 해석을 진행하였다. 먼저 통상적인 축 대칭 형상 노즐이 적용된 무인 전투기에 대한 전산 해석을 진행하였다. 다음으로 IR 저감 형상 변형 노즐이 적용된 무인 전투기의 항력 및 추력을 계산하고 축 대칭 노즐 경우와 비교하였다. 또한 비행체 후방에 형성되는 Plume이 무인 전투기에 미치는 공력 영향성을 확인하기 위해 Jet On 조건에서 항력 계수를 비교하였다. 나아가 임무요구조건에 의해 다양한 범위의 마하수에서 운용되는 비행체의 특성을 감안하여 마하수의 변화로 인해 야기되는 비행체 주위의 압력 및 속도 유동장 변화를 분석하였다. 타깃 항공기로 설정한 X-47B의 순항 마하수 0.8 외에 마하수 0.4, 0.6 경우를 추가적으로 고려하였고, 축 대칭과 형상 변형 노즐의 항력 계수 변화를 집중적으로 분석하였다.

2. 본 론

2.1 지배 방정식

무인 전투기 외부의 고아음속 열유동장과 급격한 압력 변화와 국소 초음속 유동을 포함하는 노즐 내부와 Plume 유동을 동시에 효율적으로 해석하기 위해서는 적절한 수치해석 기법을 적용하는 것이 중요하다. 본 연구에서는 이를 위해 압축성 Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) 방정식에 관한 CFD 기법을 사용하였다. 열유동장에 존재하는 난류를 해석하기 위해 DNS, LES 기법에 비해 계산 시간이 매우 효율적인 RANS 기법을 사용하였다. RANS 기법은 유동 해석 시 평균값을 구하기 위해 Navier-Stokes 방정식을 시간에 대해 평균을 취한 다음 평균적인 값을 도출한다. RANS Navier-Stokes 방정식은 아래와 같이 표현되며, 난류 효과를 반영하는 추가적인 항이 존재한다[14].

질량 보존 방정식은 아래 식과 같이 표현된다. ρ는 밀도, $\boldsymbol{v}$는 속도, $\boldsymbol{J}$는 질량 확산 항을 나타낸다.

$$\frac{\partial \rho_i}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_i \boldsymbol{v}) = \nabla \cdot \boldsymbol{J}_i \tag{1}$$

그리고 운동량 보존 방정식은 아래 식과 같이 표현된다.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \boldsymbol{v}) + \nabla \cdot (\rho \boldsymbol{v}\boldsymbol{v}) + \nabla p = \nabla \cdot (\boldsymbol{\tau} + \boldsymbol{\tau}_t) \tag{2}$$

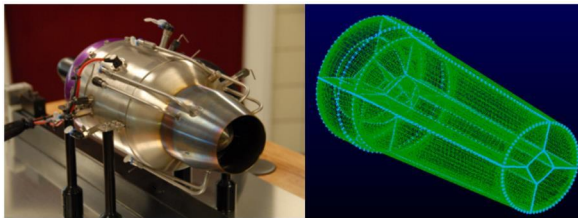
여기서 p는 정압, $\boldsymbol{\tau}$는 점성 전단응력 텐서, $\boldsymbol{\tau}_t$는 난류 항을 나타낸다. 마지막으로 에너지 보존 방정식은 아래 식과 같이 표현된다.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho h) + \nabla \cdot (\rho h \boldsymbol{v}) = \nabla \cdot [(k + k_t) \nabla T] + S_h \tag{3}$$

h는 엔탈피, T는 온도, k는 열전도도, k_t는 난류 전송에 의한 전도도, S_h는 복사열전달 등의 추가적 열에 관련된 항을 나타낸다. 화학종의 질량 확산은 Schmidt 수($Sc_t = \mu_t / \rho D_t$)와 선형 Fick의 법칙을 사용하였다.

$$\boldsymbol{J}_i = -(\rho D_{i,m} + \frac{\mu_t}{Sc_t}) \nabla Y_i - D_{T,i} \frac{\nabla T}{T} \tag{4}$$

본 연구에서는 유한 체적법 기반의 CFD 코드인 상용 프로그램 ANSYS FLUENT를 사용하였다. 주요 수치 기법으로 밀



(a) Olympus HP engine (b) Computational grid

Fig. 1 Micro turbojet engine

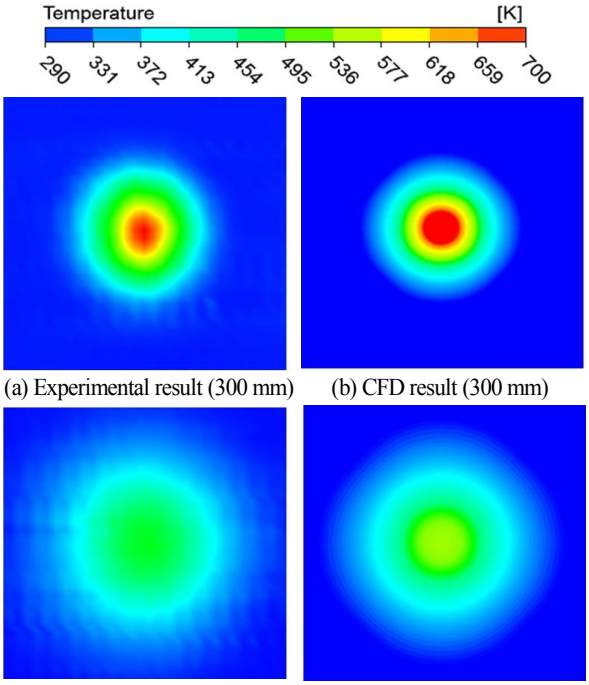
도 기반, 내제 시간 전진법, 2차 풍상 공간 차분법이 적용되었다. 플럭스 계산 기법으로는 Riemann 근사해법에 기초한 Roe 기법이 적용되었다.

난류모델은 점성계수 계산을 위해 Two Equation을 사용하는 Model중 수렴성이 높아 많은 영역에서 이용되는 Realizable $k-\epsilon$을 사용하였다. 이는 Standard $k-\epsilon$의 단점을 보완해주는 모델로, 기존 모델에서 발생하는 Normal Component값의 오류를 보정해준다. $k-\epsilon$ 모델은 벽 근방에서 난류의 소실량과 생성량에 차이가 생기기 때문에 벽 주변에서 추가적인 Near Wall Treatment가 필요하다. 본 연구에서는 Scalable Wall Function을 이용하였다. 이 벽 처리 기법은 실험값과 해석값의 차이가 크지 않도록 보완할 수 있게 개발된 모델로 y+값을 자체적으로 보정하여 계산한다[15].

2.2 검 증

사용된 전산 해석기법의 타당성을 검증하기 위해 해석 결과와 실험 결과를 비교, 검증하였다. 검증에 사용된 실험결과는 전북대학교에서 마이크로 터보제트 엔진을 이용하여 진행된 실험의 온도장 결과이다[16]. Fig. 1(a)는 실험에 사용된 네덜란드 AMT사의 University Olympus HP 엔진이다. Fig. 1(b)는 Fig. 1(a) 엔진의 노즐과 동일한 형상으로 설계된 엔진 노즐 격자이다.

Fig. 2에서 실험 결과와 CFD 해석 결과를 나타내었다. 노즐 출구로부터 300 mm에 Plume의 온도를 측정하는 Rake를 설치하였다. Rake에는 가로축 세로축 각 8개씩 총 16개의 온도 측정 Channel이 부착되어 있으며, 측정된 온도 값을 후처리 과정을 통하여 Plume의 온도를 가시화하였다. 이러한 과정을 거쳐 측정된 Temperature Contour를 Fig. 2(a)에 나타내었다. Fig. 2(b)는 Fig. 2(a)에서의 엔진 작동 조건을 입력 값으로 이용하여 CFD로 해석한 Temperature Contour를 나타낸다. Fig. 2(c)는 노즐 출구로부터 600 mm에서 측정한 실험 결과, Fig. 2(d)는 Fig. 2(c)와 동일한 위치에서의 CFD 결과를 나타낸다. 600 mm의 위치에서도 두 결과 값이 유사함을 확인할 수 있다. Fig. 2의 경우 CFD 결과에 비해 실험 결과의 Contour가 좀 더 확장되



(a) Experimental result (300 mm) (b) CFD result (300 mm)

(c) Experimental result (600 mm) (d) CFD result (600 mm)

Fig. 2 Qualitative comparison of the CFD results and experimental data

어 보임을 알 수 있다. 이는 이상적인 조건을 가정하여 해석을 하는 CFD 계산 결과에 비해 실제 실험조건에서는 상대적으로 대기와의 혼합이 더 활발히 발생하여 생긴 것으로 판단된다. 이와 같은 환경에 의한 실험과 CFD 해석 결과 사이의 차이를 고려했을 때, Fig. 2의 실험 결과와 해석 결과는 정성적으로 상당히 일치하는 결과 값을 얻어냈음을 알 수 있다.

Fig. 3는 Fig. 2의 측정 결과 중 가로축 8 채널의 측정 결과를 정량적으로 비교한 그래프이다. 각 Channel에서의 정량적인 수치 값을 Table 1에 나타내었다. 그래프와 Table 1으로 부터 최소 0.2%, 최대 17.7%의 오차 값이 나타났다. Fig. 3의 경우 대부분의 위치에서 실험값과 해석값이 유사하나 -10 cm, 2.5

Table 1 Comparison of the CFD results and experimental data

Channel location in rake	Experiment (K)	CFD (K)	Error (%)
Location 1	286.5	288.1	0.6
Location 2	287.5	288.1	0.2
Location 3	313.2	289.5	7.5
Location 4	582.6	651.1	11.8
Location 5	634.4	640.5	1.0
Location 6	352.7	290.3	17.7
Location 7	295.3	288.2	2.4
Location 8	289.3	288.1	0.4

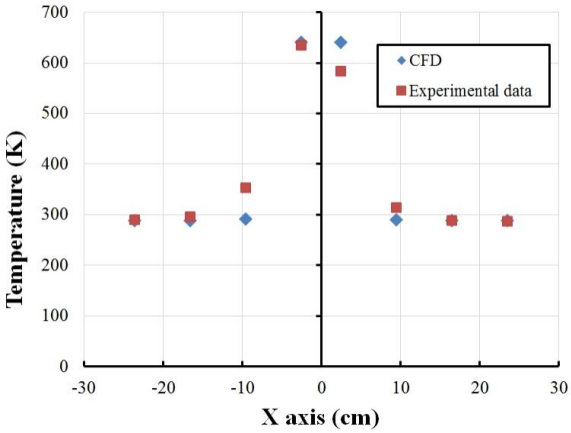
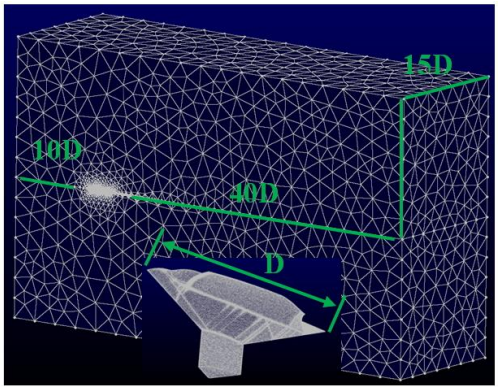


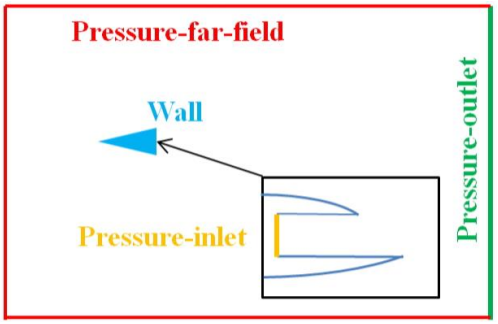
Fig. 3 Comparison of the CFD results and experimental data at 300mm

(a) X-47B real picture (b) X-47B design shape

Fig. 4 X-47B geometry



(a) Grids



(b) Numerical boundary conditions

Fig. 5 Grids and boundary conditions

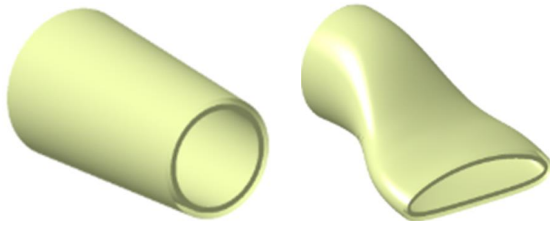
cm 부근에서 실험값과 해석값의 차이가 발생함을 알 수 있다. 이는 실험 결과에서 외부 환경으로 인해 Plume이 영향을 받아 일부 측정 위치에서 실험값이 좌-우로 대칭이 되지 않음을 알 수 있다. 실제로 좌-우의 값이 대칭적으로 나온 CFD와 달리 실험의 경우 좌-우가 대칭적으로 측정되지 않았지만, 오차가 심한 +2.5 cm와 -10 cm의 대칭 지점인 -2.5 cm와 +10 cm의 실험값이 CFD 결과값과 매우 유사함을 알 수 있다. 대부분의 결과에서 정량적으로 유사한 결과 값을 얻어냈음을 알 수 있다. 엔진 실험결과와 해석결과의 비교를 통해 해석결과의 타당성을 검증하였다. 검증에 이용된 수치 해석기법과 동일한 방법으로 무인 전투기에 관한 해석을 진행하였다.

2.3 계산격자 및 경계조건

본 연구에서 사용된 무인 전투기 모델은 Northrop Grumman의 X-47B이다. Fig. 4(a)는 X-47B의 실물 형상을 나타내며, 동체방향으로 총 길이 약 11.8 m, 날개방향으로는 약 18.9 m 이다. Fig. 4(b)는 CFD 격자 생성의 바탕이 되는 설계 모델 형상을 나타낸다. 모델 설계는 3차원 상용 CAD 프로그램인 CATIA를 이용하였다. 격자 조건 및 경계 조건에 대한 정보는 Fig. 5에 제시되어 있다. 충분한 Plume 생성을 위하여 비행체의 동체길이 D를 기준으로 후방으로 40 D의 Domain을 설정하였다. 전방으로는 10 D, 반경방향으로 15 D의 Domain을 제작하였으며, 총 격자수는 1,133,665개이다. 컴퓨터 해석 용량의 한계로 인해 비행체 표면 부근의 y+는 50이하로 설계하였다. y+로 인한 벽면부근 경계층의 해석을 실험값과 해석값의 차이가 크지 않도록 y+를 보정해주는 Scalable Wall Function을 이용하였다. 본 연구에 이용된 비행체는 대칭 형상이므로 계산시간 절약을 위하여 Symmetric 경계조건을 이용하여 해석하였다. CFD 해석을 위한 수치 경계조건은 Fig. 5(b)에서 나타내었다. 외부 자유류는 고도 36,000 ft에서 X-47B의 순항속도인 마하 0.8과 Pressure-Far-Field 조건을 사용하였다. Plume 유동과 관련된 노즐 입구에 Inlet 경계 조건을 설정하였다. 노즐 입구조건은 X-47B의 엔진 F100-PW-200U의 엔진 성능분석을 통해 도출된 결과를 Input값으로 이용하였다.

Table 2 Input conditions

Flight condition	Altitude[ft]	36,000
	Temperature[K]	216.8
	Pressure[Pa]	22729.3
	Mach number	0.8
Nozzle inlet condition	Temperature[K]	831
	Pressure[Pa]	117,375.2



(a) Axisymmetric nozzle (b) Shape-deformed nozzle

Fig. 6 Nozzle shapes

구체적인 해석 조건은 Table 2에 정리하였다.

2.4 Interpolation 기법 활용

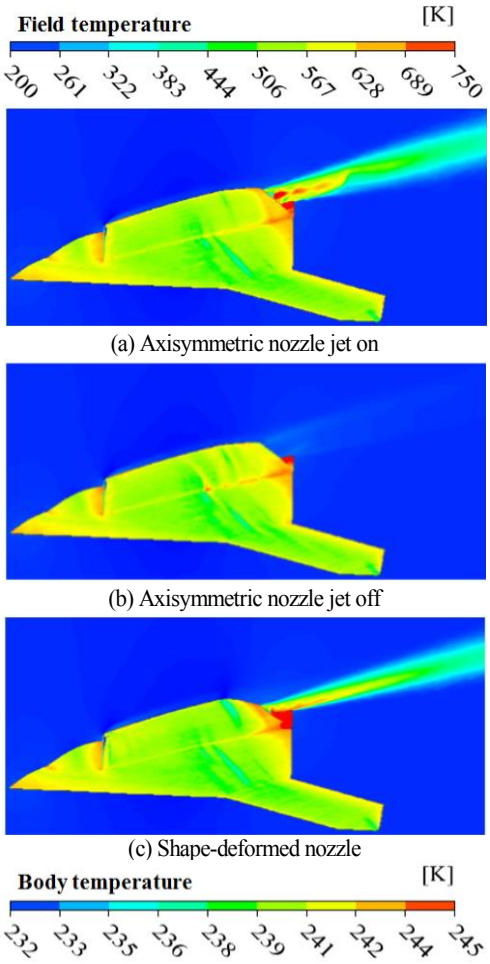
본 연구에서는 계산시간 절약을 위해 Fluent의 Interpolation 기법을 이용하였다. Interpolation 기법은 이전 해석 결과 값을 본 해석의 입력 값으로 사용하여 해석을 진행하는 기법이다. 즉, 해석 진행을 위한 초기 값을 이미 해석된 이전 결과를 이용하는 것이다. Interpolation 기법을 이용하여 이전 해석에서 계산된 다양한 결과 값을 활용할 수 있다. 이용 가능한 결과 값들을 Table 3에 정리하였다. 이 기법은 동일한 Geometry에서 받음각의 변화나 마하수가 변할 때 효과적으로 사용할 수 있으며, 일부 Geometry가 다르더라도 유사한 Geometry인 경우에도 사용할 수 있다. Interpolation 기법을 이용하여 해석 시간을 40%이상 줄일 수 있었으며, 본 연구에서는 축 대칭 노즐 Jet On의 해석 결과 값을 Jet Off의 입력 값에 사용하여 계산시간을 절약하였다.

2.5 형상 변형 노즐

본 연구에서는 Fig. 4의 X-47B 형상에 축 대칭 노즐과 형상 변형 노즐이 적용된 두 가지 경우를 고려하였다. Fig. 6는 축 대칭 노즐과 형상 변형 노즐의 설계 모델을 나타낸다. Fig. 6의 축 대칭 노즐과 형상 변형 노즐의 차이점은 축 대칭 노즐에 비해 형상 변형 노즐은 곡률이 적용되어 있으며, 출구

Table 3 Interpolation output values

Cell Zones > Fluid > Fields
Mass fraction of CO_2
Mass fraction of H_2O
Mass fraction of N_2
Mass fraction of O_2
Pressure
Temperature
Turbulent dissipation rate
Turbulent kinetic energy
X velocity
Y velocity
Z velocity



(a) Axisymmetric nozzle jet on

(b) Axisymmetric nozzle jet off

(c) Shape-deformed nozzle

Fig. 7 Temperature contours

단면에 세장비가 적용되어 가로방향으로 길고 세로방향으로 짧은 것을 확인할 수 있다. 형상 변형 노즐에서 곡률은 Plume의 방향을 위 또는 아래로 유도하여 특정 상황에서의 IR 신호 탐지 영역에 변화를 줄 수 있다. 또한 출구 단면의 높은 세장비는 Plume이 좌우로 퍼지도록 유도하여 외부의 차가운 자유류와 보다 효율적으로 혼합되어 Plume의 온도를 감소시키는 역할을 한다.

3. 결과 및 분석

3.1 열유동장 분석 결과

Fig. 7은 세 경우의 Temperature Contour 해석 결과를 나타낸다. 축 대칭 노즐의 Jet On에 대한 결과로부터 노즐 입구에서부터 Pressure-Inlet 조건이 적용되어 있고, 그 결과 후류방향

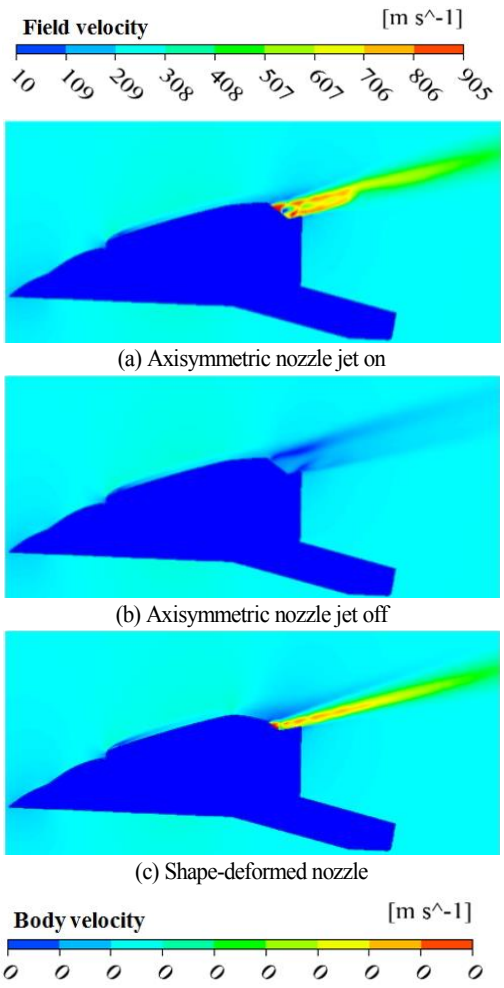


Fig. 8 Velocity contours

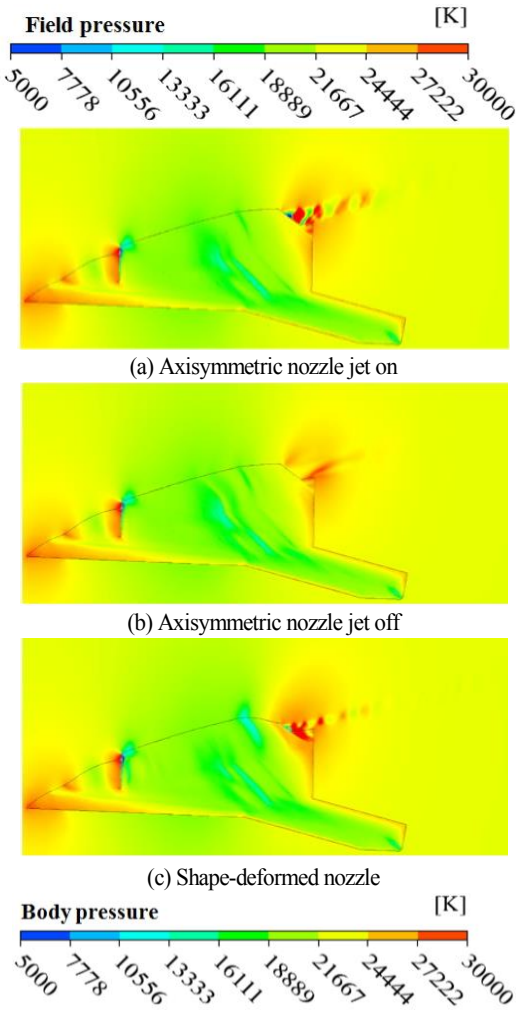


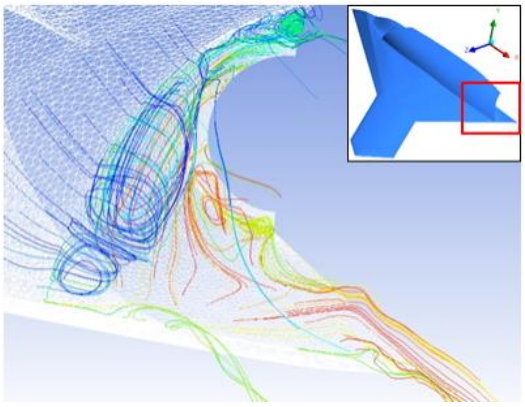
Fig. 9 Pressure contours

으로 Plume이 생성됨을 확인할 수 있다. 그리고 노즐 내부 유동과 외부 자유류의 속도와 압력차로 인해 Plume의 Core를 따라 온도가 증가하고 감소함을 반복하는 Hot Spot이 생성됨을 확인할 수 있다. 또한 노즐 출구 경계 조건을 자유류와 동일하게 부여한 Jet Off에서는 Plume이 생성되지 않았음을 확인 할 수 있다. 형상 변형 노즐이 적용된 Fig. 7(c) 경우는 축 대칭 경우에 비해 Plume의 Optical Thickness가 좁게 생성되고 Plume의 길이 또한 짧게 생성됨을 확인할 수 있다. 이는 노즐의 곡률로 인하여 Plume이 아랫방향으로 좁게 생성되고 노즐 출구 단면의 세장비로 인하여 Plume이 외부의 차가운 자유류와 빠르게 혼합되어 나타나는 결과이다.

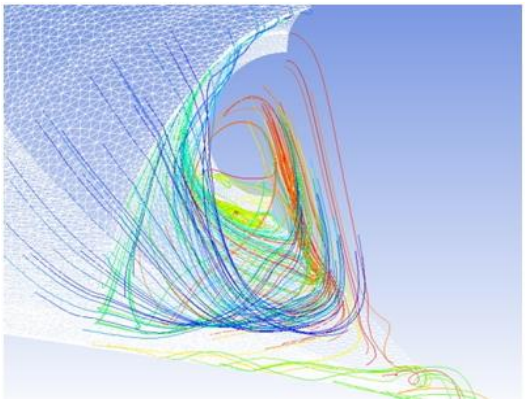
Fig. 8, 9은 각각 Velocity, Pressure Contour 해석 결과를 나타낸다. 두 그림 모두 (a), (b), (c)는 각각 축 대칭 노즐의 Jet On, 축 대칭 노즐의 Jet Off, 형상 변형 노즐의 결과를 나타낸다. 축 대칭 노즐의 Jet On에 대한 결과로부터 Diamond 형태의 충격파 영향으로 인하여 Plume Core 영역에서 속도와 압력이 감소하고 증가하는 패턴이 존재함을 확인할 수 있다. Fig. 8(b), 9(b)는 축 대칭 노즐의 Jet Off 결과를 나타내며, Fig. 7(b)에서 이미 확인하였듯이 노즐 후류에 고온기체에 관련된 유동장이 생성되지 않는다. Fig. 8(c), 9(c)인 경우에는 형상 변형 노즐의 특징인 외부 자유류와 빠른 혼합으로 인해 Plume이 작게 생성되고 그에 따라 속도장의 영역 또한 축 대칭 노즐의 결과에 비해 좁게 생성됨을 확인할 수 있다.

3.2 항력 및 추력 특성 분석

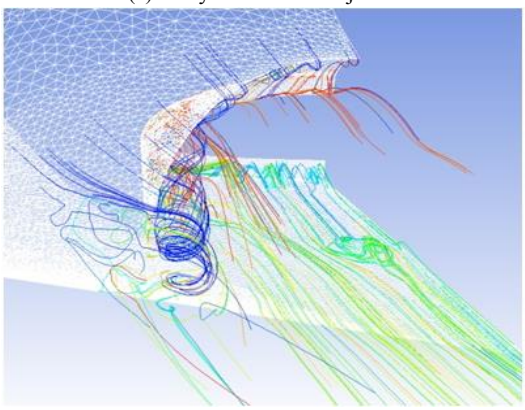
항공기의 항력 계수를 계산하고 이를 확인하기 위하여 항



(a) Axisymmetric nozzle jet on



(b) Axisymmetric nozzle jet off



(c) Shape-deformed nozzle

Fig. 10 Streamlines

공기 주변의 Streamline을 가시화 하였다. 각 Case에서 가장 항력 계수의 차이가 심한 Afterbody 부분 위주로 각 Case의 그림을 Fig. 10에 나타내었다. Viewpoint는 Fig. 10(a) 우측 상단에 비행체 형상과 함께 붉은 네모 박스로 나타내었다.

본 연구에서는 축 대칭 노즐의 Jet On/Off 상태와 형상 변형 노즐의 Jet On 세 가지 경우의 항력 계수를 계산하였다. X-47B 기체가 Blended-Wing-Body임을 감안하여 Reference Area는 항공기의 정사영 면적인 48.44 m^2를 이용하였다.

항력 계수에 관한 Table 4에서 축 대칭 노즐의 경우 Jet Off에 비해 Jet On에서 항력 계수가 더 작게 나타났다. 이러한 차이가 발생하는 물리적 원인은 일차적으로 Jet On과 Jet Off에 대한 항공기 후방 동체에서의 Streamline을 보여주는 Fig. 10에서 찾을 수 있다. Fig. 10(a)와 (b)을 비교해 보면 Jet Off 경우인 Fig. 10(b)에서 항공기 후방 동체에 큰 크기의 와류 영역이 발생함을 확인 할 수 있다. 이는 Plume의 부재로 인하여 항공기의 후방 벽면에 강한 와류 영역이 발생하여 항력 계수가 증가함을 알 수 있다. Nozzle Pressure Ratio가 작아짐에 따라 항력 계수가 증가하는 Kim 등[13]의 이전 연구 결과와 일치한다.

그리고 축 대칭 노즐과 형상 변형 노즐을 비교하였을 때 형상 변형 노즐의 경우에 항력 계수가 더 작게 나타났다. 형상 변형 노즐 유선을 나타내는 Fig. 10(c)에서 알 수 있듯이 축 대칭 노즐 Fig. 10(a)와 비교하였을 때 와류 영역이 더 작게 발생하였음을 알 수 있다. 형상 변형 노즐의 곡률 및 세장비로 인하여 항공기 후방 동체 자체의 형상에도 변화를 주게 되고, 이는 항공기 후방 동체의 형상 항력에 영향을 끼침을 확인할 수 있다.

한편 형상 변형 노즐의 추력에 미치는 영향을 확인하기 위하여 축 대칭 노즐과 형상 변형 노즐의 추력을 계산하여 비교하였다. 추력은 아래의 식을 이용하여 계산하였다.

$$F = \dot{m}(P_{exit} - P_{air}) + A_{exit}(V_{exit} - V_{air}) \tag{5}$$

여기서 $\dot{m}$는 질량유량, P_{exit}와 P_{air}은 노즐 출구의 압력과 대기압, A_{exit}는 노즐 출구의 면적, V_{exit}와 V_{air}은 노즐 출구와 대기에서의 속도를 나타낸다. 축 대칭 노즐 및 형상 변형 노즐에서 추력은 각각 10,581 N, 10,236 N으로 계산되었다. 축 대칭 노즐 대비 형상 변형 노즐의 추력 감소율은 약 3.3%로 설계 초기단계의 예상과 달리 큰 Penalty는 발생하지 않았다.

3.3 비행 마하수에 따른 항력 계수 변동 분석

비행 마하수의 변화에 따른 항력 계수 변화를 분석하였다.

Table 4 Drag coefficient

Case	Drag coefficient
Axisymmetric nozzle jet off	0.0114
Axisymmetric nozzle jet on	0.0104
Shape-deformed nozzle jet on	0.0095

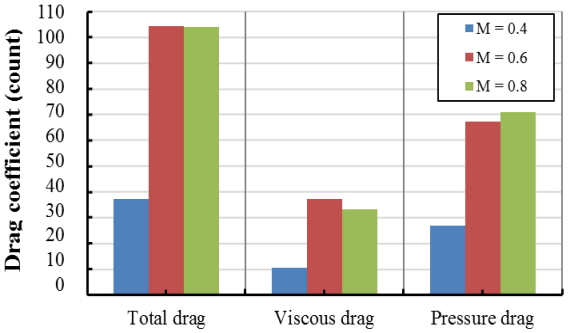


Fig. 11 Drag coefficients

항력의 종류와 비행체의 표면 위치에 따른 값 위주로 분석하였다. Fig. 11과 같이 축 대칭 노즐 Jet On 경우에 마하 0.4, 0.6, 0.8에 대한 총 항력 계수를 압력 항력과 점성 항력으로 구분하여 분석하였다. 예상한대로 마하 0.4일 때 가장 낮은 항력 계수가 나타났고, 마하 0.4에서 0.6로 증가할 때 항력 계수가 급격히 증가하여, 아음속에서 천음속 영역으로 접근할 때 항력계수가 빠르게 증가하는 경향을 확인할 수 있다. 또한 모든 마하수 영역에서 압력 항력이 점성 항력보다 우세하게 나타나는 경향성을 확인할 수 있다. 마하 0.6에서 마하 0.8로 변할 때 총 항력 계수에는 큰 변화가 없는 것으로 나타났다. 하지만 각 성분 별로 확인 하였을 때 압력 항력 계수는 증가하는 반면 점성 항력 계수는 감소함을 확인하였다. 이는 비행체의 속도에 따라 압력 항력 계수가 증가하는 반면 점성 항력 계수는 감소하는 경향을 보여줌을 의미한다. 이는 점성 항력은 물체의 점성에 의해 발생하는 마찰로 인한 항력으로 본 고아음속 비행체의 경우에는 유동장의 속도가 증가함에 따라 경계층 유동 영역에서 마찰에 관한 영향이 상대적으로 감소하는 되는 것과 관련이 깊다.

Fig. 12는 비행체의 표면 위치에 따라 항력 계수를 구분하여 분석하였다. 왼쪽, 오른쪽은 각각 마하 0.6과 0.8에서의 Pressure Contour를 나타낸다. 비행체 후방동체 부분의 실선을 기준으로 실선 이전의 Body 부분과 실선 이후의 Afterbody로 구분하여 항력 계수를 분석하였다. 마하수의 증가에 따라 비행체 Body의 날개 앞전 부근 표면 압력은 부분적으로 충격파가 발생으로 인해 증가하는 반면 동체 중앙부 표면 압력은 감소하여 결과적으로 항력 계수는 증가하게 됨을 알 수 있다. 하지만 Afterbody의 경우에는 마하수 증가에 따라 항력 계수가 감소하였다. 일반적으로 Afterbody에서는 노즐을 통해 분출되는 고속의 Plume과 외부 유동의 속도 차이에 의한 Entrainment 항력이 중요하다. 비행 마하수가 0.6에서 0.8로 증가하여 Plume과 외부 유동의 속도 차이가 감소하여 결과적으로 항력 계수가 감소하는 것으로 나타났다.

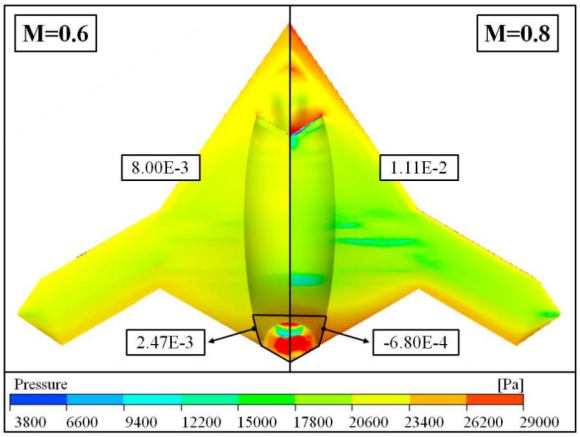


Fig. 12 Comparison of the drag coefficients and pressure contours for Mach 0.6 and 0.8

4. 결 론

본 연구에서는 축 대칭 노즐이 적용된 Full-Scale 무인 전투기의 Jet On/Off 경우와 적외선 스텔스 성능 향상을 위해 형상 변형 노즐이 적용된 Jet On 경우의 열유동장을 분석하였다. 모델 무인 전투기로는 Northrop Grumman의 X-47B 형상을 이용하여 연구를 진행하였다. 또한 노즐의 형상 변형이 항공기 전체의 항력 계수 및 추력 특성에 미치는 영향을 확인 하였으며, 항공기 초기 설계 단계인 풍동실험에서 주로 분석되는 Jet Off 조건에서의 항력 계수를 계산하였다. 추가적으로 축 대칭 노즐의 경우 마하 0.4, 0.6, 0.8에서 항력 계수를 비교하였다.

세 경우의 Temperature, Velocity, Pressure 열유동장을 비교하고 분석하였다. 축 대칭 노즐의 Jet On 경우에는 Plume의 유동과 외부 자유류의 유동으로 인해 발생하는 Diamond 형태의 충격파에 관련된 Hot Spot이 확인되었다. 이로 인하여 Temperature, Velocity, Pressure Contour에서 Plume의 Core 진행에 따라 물리량 값이 급격히 변함을 확인하였다. 축 대칭 노즐의 Jet Off 경우에는 엔진이 작동하지 않음으로 당연히 후류에서 Plume이 관측되지 않았다. 마지막으로 형상 변형 노즐의 경우에는 Hot Spot이 관측 되지만 축 대칭 노즐에 비해 모든 경우에서 Plume이 좁고 작게 생성됨을 확인 하였다. 항공기와 가장 가까운 부근에서 발생하는 최대 Hot Spot 또한 축 대칭 노즐에 비해 모든 경우에서 작은 물리량을 가짐을 확인하였다.

항력 계수를 비교한 결과, 형상 변형 노즐의 Jet On, 축 대칭 노즐의 Jet On, 축 대칭 노즐의 Jet Off 순으로 항력 계수가 계산되었다. 형상 변형 노즐의 경우 노즐의 형상 변형이

항공기 후방 동체의 형상 변형에 영향을 미쳐 낮은 항력 계수를 나타내었다. 축 대칭 노즐의 Jet Off의 경우는 Plume이 존재하지 않아 Jet On에 비해 항공기 후방 동체벽면에서 강한 와류가 발생하여 높은 항력 계수를 보여 주었다. 형상 변형 노즐과 축 대칭 노즐의 추력을 비교한 결과 큰 차이를 나타내지 않았다. 또한 마하수의 증가에 따른 전체 항력 계수의 변화에서도 큰 차이를 나타내지 않았다. 하지만 항력의 종류별로 확인한 결과 압력 항력 계수와 점성 항력 계수는 각각 다른 증감 결과를 보였다. 또한 항공기의 표면 위치에 따른 항력 계수의 증감도 위치에 따라 다른 결과를 보여주었다.

CFD 코드를 통한 해석을 통하여 엔진 조건과 노즐 형상에 따른 항공기 전체의 항력 계수 변화를 확인하였다. 특히, 노즐 형상에 따른 항공기의 항력 계수는 노즐의 형태에 따라 형상 항력이 상당히 다를 것으로 예상되어 향후 다양한 노즐 형상에 대한 전산 해석이 요구된다 할 수 있다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소가 지원하는 국방피탐지 감소기술 특화연구센터 사업의 일환으로 수행되었습니다.

References

[1] 2000, Lee, K.T. and Lee, K.H., "UAV-Current and Future," *Journal of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences,* Vol.28, No.6, pp.142-163.

[2] 2016, Park, S.H., Chang, K., Shim, H.J., Sheen, D.J. and Park, S.H., "Computational Fluid Dynamics of The Low-Speed Longitudinal Aerodynamic Characteristics for BWB UCAV Configuration," *Journal of Computational Fluids Engineering,* Vol.21, No.3, pp.48-54.

[3] 2017, Jo, Y.H., Chang, K.S., Sheen, D.J. and Park, S.H., "CFD Analysis of Aerodynamic Characteristics of a BWB UCAV Configuration with Transition Effect," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.42, No.7, pp.535-543.

[4] 2016, Park, D.H., Kim, C.W. and Lee, Y.G., "Comparison of Commercial and Open Source CFD Codes for Aerodynamic Analysis of Flight Vehicles at Low-Speed," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol.21, No.2, pp.70-80.

[5] 2005, Rao, G.A. and Mahulikar, S.P., "New Criterion for Aircraft Susceptibility to Infrared Guided Missiles," *Aerospace Science and Technology,* Vol.9, No.8, pp.701-712.

[6] 2013, Kim, J.Y., Chun, S.H., Myong, R.S. and Kim, W.C, "Computational Investigation of the Effect of Various Flight Conditions on Plume Infrared Signature," *Journal of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol.41, No.3, pp.185-193.

[7] 2016, An, C.H., Kang, D.W., Baek, S.T., Myong, R.S., Kim, W.C. and Choi, S.M., "Analysis of Plume Infrared Signatures of S-Shaped Nozzle Configurations of Aerial Vehicle," *Journal of Aircraft,* Vol.53, No.6, pp.1768-1778.

[8] 2013, Kang, D.W., Kim, J.Y., Myong, R.S. and Kim, W.C., "Computational Investigation of The Effect of UAV Engine Nozzle Configuration on Infrared Signature," *Journal of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences,* Vol.41, No.10, pp.779-787.

[9] 2000, Hines, N.R. and Mavris, D.N., "A Parametric Design Environment for Including Signatures Analysis in Conceptual Design," *World Aviation Conference.*

[10] 2005, Rao, G.A. and Mahulikar, S.P., "Effect of Atmospheric Transmission and Radiance on Aircraft Infared Signatures," *Journal of Aircraft*, Vol.42, No.4, pp.1046-1054.

[11] 2013, Go, G.Y., Lee, K.Y., Lee, K.J., Kim, M.Y., Beak, S.W. and Kim, W.C., "Effect of Atmosphere on IR Signature from Aircraft Plume with Observing Angle and Flying Attitude," *The Korean Society of Propulsion Engineers Spring Conference*, pp.161-168.

[12] 2013, Shim, H.J., Park, S.O. and Oh, S.Y., "An Experimental Study on Aerodynamic Coefficients of a Tailless BWB UCAV," *The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences Conference*, pp.110-113.

[13] 2009, Kim, W.C., "A Study on the Prediction and Measurement of Afterbody Drag for a Supersonic Aircraft," *Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology*, Vol.12, No.6, pp.711-718.

[14] *FLUENT Theory Guide.*

[15] *FLUENT Basic v13.0*, TSNE.

[16] 2017, Lee, H.J., Lee, J.H., Myong, R.S., Kim, S.M., Choi, S.M. and Kim, W.C., "Computational and Experimental Investigation of Thermal Flow Field of Micro Turbojet Engine with Various Nozzle Configurations," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.46, No.2, pp.150-158.