

비행마하수와 형상에 따른 초음속 항공기 표면온도 변화

차종현¹⁾ · 김태환¹⁾ · 배지열¹⁾ · 김태일¹⁾ · 정대윤²⁾ · 조형희^{*,1)}

¹⁾ 연세대학교 기계공학과

²⁾ 국방과학연구소 제3기술연구본부

Variation of Supersonic Aircraft Skin Temperature under Different Mach number and Structure

Jong Hyun Cha¹⁾ · Taehwan Kim¹⁾ · Ji-Yeul Bae¹⁾ · Taeil Kim¹⁾ · Daeyoon Jung²⁾ · Hyung Hee Cho^{*,1)}

¹⁾ Department of Mechanical Engineering, Yonsei University, Korea

²⁾ The 3rd Research and Development Institute, Agency for Defense Development, Korea

(Received 17 January 2014 / Revised 19 June 2014 / Accepted 11 July 2014)

ABSTRACT

Stealth technology of combat aircraft is most significant capability in recent air battlefield. As the detector of IR missiles is being developed, IR stealth capability which is evaluated by IR signature level become more important than it was in previous generation. Among IR signature of aircraft from various sources, aerodynamic heating dominates in long-wavelength IR spectrum of 8~12 μ m. Skin temperature change by aerodynamic heating which is derived by effects of Mach number and structure. The 4th and 5th generation aircraft are selected for calculation of the skin temperature, and its height and velocity in numerical conditions are 10,000 m and Ma 0.9~1.9 respectively. Aircraft skin temperature is calculated by computing convection of fluid and conduction, convection and radiation of surface. As the aircraft accelerates to higher Mach number, maximum skin temperature increases more rapidly than average temperature and temperature distribution changes in more sharp, interactive ways. The 4th generation aircraft whose shape is more complex than that of the 5th generation aircraft have complicated temperature distribution. On the other hand, the 5th generation aircraft whose shape is relatively simple shows plain temperature distribution and lower skin temperature in terms of both average and maximum value.

Key Words : IR Stealth(적외선 스텔스), Aerodynamic Heating(공력가열), Skin Temperature(표면온도)

1. 서론

과거와 달리 현대전에서 초음속 항공기의 역할은 전쟁의 승패를 좌우할 만큼 중요해졌다. 현대의 항공 전력은 탄생 초기의 육군을 지원하는 작전적 역할에서 벗어나 전술적인 무기체계로 운용되고 있다. 이러한

* Corresponding author, E-mail: hhcho@yonsei.ac.kr

Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

공군력의 핵심전력인 초음속 항공기의 경우 그동안 공중기동성, 전투행동반경, 무장탑재력, 정밀투하능력 등으로 성능을 평가받아 왔다. 그러나 5세대 항공기가 개발되고 작전에 투입되면서 스텔스 성능이 가장 중요한 능력으로 평가받고 있다. 이러한 스텔스 기술은 분야별로 레이더, 적외선, 음향, 가시스텔스로 나누어진다^[1]. 이 중 레이더와 적외선 스텔스 기술이 초음속 항공기에 주로 적용되는 분야이며 이미 스텔스 항공기의 개발이 완료됨에 따라 레이더 스텔스 기술은 많은 발전을 이루었다. 하지만 레이더 스텔스 기술의 비약적인 발전과 달리 적외선 스텔스 기술은 아직 많은 연구가 필요하다. 전파를 방사하고 반사파를 추적하는 액티브(Active)방식의 레이더와 달리 항공기에서 방사되는 적외선 신호를 일방적으로 추적하는 패시브(Passive)방식의 적외선 유도무기체계로부터 항공기를 보호하기 위해서는 고속으로 비행하는 항공기의 표면에서의 온도 분포를 파악하고 이를 토대로 항공기 적외선 신호 분석이 필요하다. 또한 세계의 적성국가에서는 정확도 높은 적외선 유도무기체계를 개발, 운용함으로써 격추를 높이고자 하고 있다. 따라서 항공기 생존성 향상을 위해 본 연구가 더욱 중요하다고 할 수 있다.

적외선 유도무기의 탐지 목표가 되는 항공기 적외선 신호는 그 발생요인에 따라 6가지로 나누어진다^[2]. 먼저 항공기가 비행하는 주변 환경에 의해 결정되는 태양복사, 지구복사, 대기복사에너지의 영향으로 발생하는 신호가 존재한다. 이는 항공기가 비행하는 계절, 시간, 고도 등에 의해 결정된다. 그리고 항공기 구조적 영향이나 엔진작동시에 발생하는 신호로 엔진 배기 풀름과 고온으로 작동하는 엔진주변부에서 발생하는 신호 그리고 고속으로 비행시 발생하는 공력가열에 의해 발생하는 신호가 있다.

이전의 연구들은 항공기의 가장 높은 온도를 나타내는 엔진 주변부와 배기 풀름을 중심으로 이루어졌다^[3~5]. 적외선 탐지센서들의 탐지범위가 대부분 표면 온도 1000K 부근에서 발생하는 3~5 μ m 영역이기 때문이다. 그러나 이러한 이전 세대의 미사일은 반드시 적기의 후방 위치에서만 성공적인 발사를 보장할 수 있었다. 이러한 단점을 보완하기 위해 센서들의 탐지범위가 표면온도 300K 부근에서 발생하는 8~12 μ m 영역대로 변화, 확대되어 적기로부터 모든 방향에서 발사가 가능하도록 발전하였다. 따라서 변화된 탐지범위를 가지고 있는 적외선 미사일을 장착한 적기가 정면에서 접근시 탐지를 회피하기 위해서는 항공기 표

면에서 공력가열에 의해 발생하는 적외선 신호 분석이 필요하다. 그리고 이러한 적외선 신호분석을 위해 온도분포연구가 선행되어야 한다. 이러한 온도상승의 대부분을 차지하는 공력가열은 항공기가 속도에 의해 급격하게 증가되고 동시에 8~12 μ m영역대의 적외선 방출량도 급격히 증가한다.

따라서 본 연구에서는 공력가열에 의한 적외선 방출량을 산출하기 위한 선행연구로써 비행마하수와 항공기형상이 공력가열에 의한 항공기 표면온도변화에 미치는 영향을 파악하고자 한다.

2. 표면온도 산출과정

초음속 항공기의 표면온도 산출과정은 Fig. 1과 같이 세 단계로 진행되었다. 첫 단계는 항공기를 선정하고 형상파일을 획득하여 해석에 적합하도록 수정하는 과정이다. 연구에 사용한 항공기는 가장 많은 국가에서 광범위하게 운용 중인 4세대 항공기와, 5세대 항공기를 각각 1종 선정하였다. 전투기의 경우 임무와 비행시간에 따라 공대공, 공대지 무장과 연료탱크를 장착하고 임무에 투입된다. 그러나 본 연구에서는 유동해석에 적합하도록 CATIA프로그램을 통해 Fig. 2와 같이 외부장착물을 제거하고 원래 항공기 형상으로 단순화시키는 과정을 거쳤다.

두 번째 단계에서는 단순화된 형상을 바탕으로 해석격자를 작성하였다. 격자생성프로그램은 ICM CFD를 이용하였으며 그 결과 5세대 항공기의 경우 총 26개 파트 199,460개의 표면격자, 4,944,546개의 체적격자를 작성하였고, 4세대 항공기의 경우 총 40개 파트 230,946개의 표면격자, 4,316,108개의 체적격자를 작성하였다. 4세대 항공기의 경우 스텔스기술이 반영되지 않은 이유로 보다 복잡한 형상과 동체주변에 존재하는

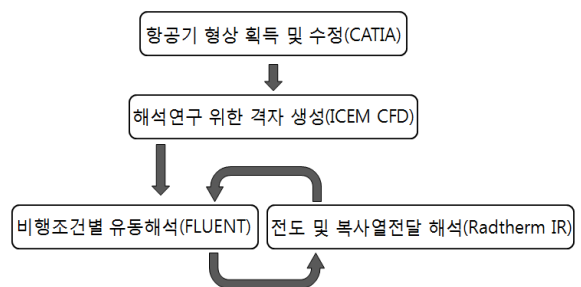


Fig. 1. Skin temperature prediction process

Table 1. Mesh statistics

	4 th Generation	5 th Generation
Part	40 parts	26 parts
Surface	230,946	199,460
Volume	4,316,318	4,944,546
Tri	230,946	199,460
Tetra	3,095,775	3,760,005
Penta	976,280	971,526

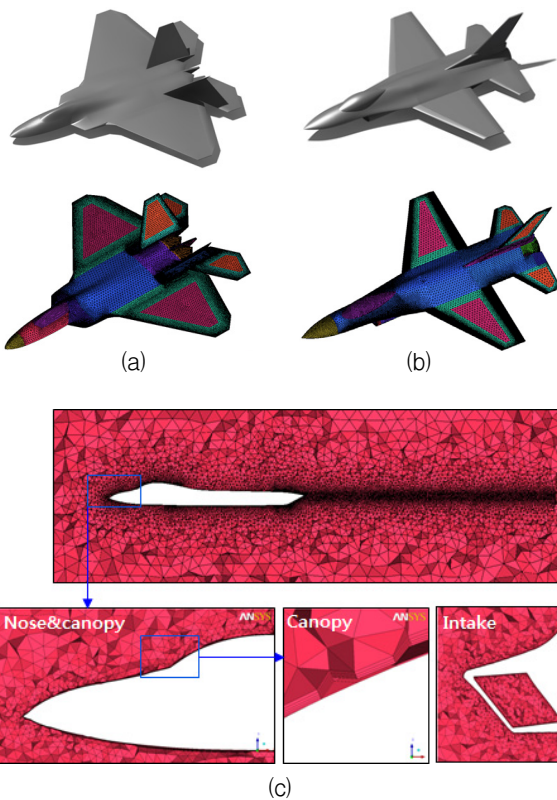


Fig. 2. Aircraft structures and surface mesh of (a) 5th generation aircraft, (b) 4th generation aircraft and (c) volume mesh of 5th generation aircraft

많은 날카로운 부분으로 인해 표면격자와 파트의 수가 증가하였으나 항공기 전체크기가 보다 작아 체적격자의 수는 감소하였다. 공력가열이 많이 발생할 것으로 예상되는 항공기 레이돔, 캐노피 후단, 날개 전면부에 대한 밀도를 증가시켜 정확도를 향상시키고자 했다.

마지막 단계로 대류열전달 분석을 위한 유동해석과 전도, 복사열전달 해석을 두 가지 상용프로그램을 사용하여 계산하였다. 유동해석에 사용된 프로그램은 Ansys Fluent v14.5이며, 난류모델은 k-w SST를 사용하였다. 두 가지 항공기가 동일한 조건에서 유동해석을 진행한 결과 표면에서의 열전달계수(h)와 유동온도(Tfluid)를 얻을 수 있다. 이 결과 값을 이용하여 Radtherm IR에서의 전도, 복사열전달을 해석하였다. RadthermIR은 유한차분법(Finite Difference Method)을 이용하여 비정상상태의 3차원 열전달을 고려하여 표면온도를 예측하고, 예측된 표면온도를 토대로 IR 신호를 예측할 수 있는 프로그램이다. 3차원 열전달 계산시 Crank-Nicolson 방법을 기본으로 modified Gauss-Seidel 기법을 통해 반복계산을 수행한다. 구체적으로 해석 물체의 면과 면 사이, 면과 태양으로부터의 복사열전달, 격자의 수직, 수평방향으로의 전도열전달을 포함한다. 대류열전달의 경우는 간단하게는 표면의 열전달계수를 입력하거나 1차원 유동을 가정한 식으로부터 도출된 열전달계수를 사용하는 방법부터 CFD를 통해 도출된 열전달계수를 이용하는 방법을 적용할 수 있다. 본 연구에서는 가장 정밀하게 대류열전달을 예측할 수 있는 기법인 CFD를 통한 대류열전달계수 입력방법을 적용하였다. 이 과정에서 표면온도(Tskin)을 산출할 수 있고 이를 다시 유동해석의 초기온도 조건으로 입력하여 새로운 열전달계수(hnew)와 유동온도(Tfluid, new)를 계산할 수 있다. 이러한 과정을 3회 반복하여 수렴한 최종적인 초음속 항공기 표면온도를 산출하였다.

이러한 표면 온도 산출 과정에서 전도, 대류, 복사 열전달의 효과는 Fig. 3을 통해서 확인 할 수 있다. 대류열전달 효과만을 고려해서 표면온도를 얻은 Fig. 3-(a)의 경우, 돌출부 및 선단부의 온도가 공력가열에 의해 상승한다. Fig. 3-(b)는 대류 및 전도, 복사열전달을 함께 고려하여 산출된 항공기의 표면온도이며, 공력가열이 일어난 부분의 주변 온도가 전도로 인해 상승하였다. 또한 공력가열이 일어나지 않는 항공기의 중심부는 Fig. 3-(a)보다 온도가 낮아졌는데 이는 온도가 높은 동체에서 온도가 낮은 대기 쪽으로 복사열전달이 이루어졌기 때문이다. 이러한 결과는 항공기 표면 온도 해석 시 대류열전달만 고려하면 공력가열이 일어나는 부분에서 표면온도 및 적외선 신호에 대한 과대예측이 일어나 정확한 결과를 얻을 수 없으며, 전도와 복사열전달 해석도 반드시 함께 수행되어야 함을 의미한다.

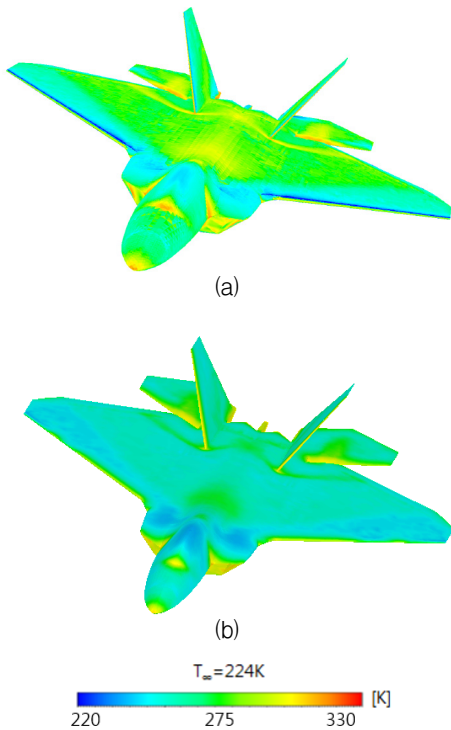


Fig. 3. Skin temperature contour of 5th generation aircraft (a) with only convective heat transfer and (b) with convective/conductive/radiative heat transfer

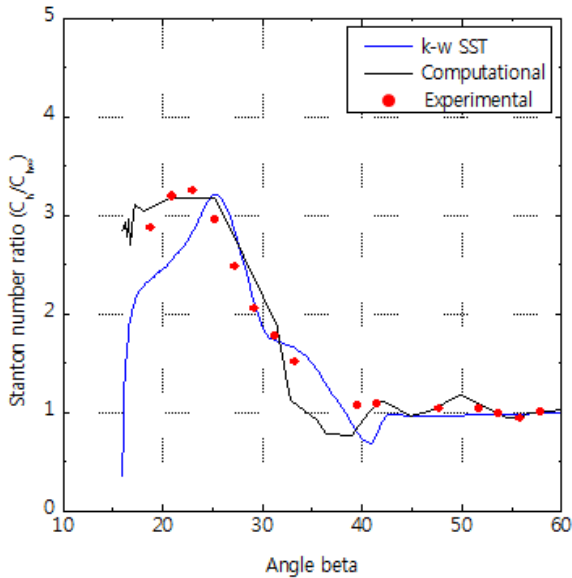


Fig. 4. Stanton number ratio

3. 연구과정 검증방법

본 연구에 선행하여 연구과정에 대한 검증은 크게 두 가지로 진행하였다. 유동해석에 사용된 난류모델 및 유동조건에 대한 검증과 상용프로그램간 복합해석에 대한 검증을 진행하였다. 유동해석에 대한 검증을 초음속 유동에 노출된 썰기형에 의한 표면 열전달 계수를 도출한 실험결과와의 검증을 수행하였다⁶⁾. 유동속도 Mach 3, 핀의 각도 16°의 경우, 해석결과 핀의 끝단에서 86.4cm 떨어진 부분에서의 Stanton 수 비율을 가지고 비교했을시 최고값은 3으로 일치하였으며, 최고값의 위치도 26° 부근에서 발생하여 실제 실험값과 유사한 패턴을 확인하였다.

두 가지 상용프로그램의 복합해석 검증과정은 실제 항공기의 노즈부분의 형상으로 진행하였다. 첫 단계로 Ansys Fluent에서 유동조건 Ma 1.5, 고도 10000m에서의 열전달계수(h)와 유동온도(Tfluid)를 산출하였다. 이 결과값을 Radtherm IR에 입력하고 해석조건은 표면재질의 경우 항공기에 광범위하게 사용되는 5mm두께의 Alloy-2024(k = 177W/mK)를 이용하였으며 표면의 회색의 균용페인트($\epsilon = 0.568 \sim 0.834$)를 적용하였다⁷⁾. 그리고 계산된 표면온도(Tskin)을 다시 Ansys Fleunt의 온도조건으로 입력하여 다시 새로운 열전달계수와유동온도를 산출하였다. Fig. 5는 이러한 과정을총 4회에 걸쳐 진행하며 결과 값의 변화여부를 나타낸다. 온도변화량을 판단한 결과, 3회 이후에 변화폭이 0.1% 이내의 일정한 값에 수렴하였다. 또한 초음속유동에서 특징적으로 나타나는 회복계수(Recovery factor)를 계산하였다. 회복계수는 초음속 유동장내에서 상승 가능한 온도와

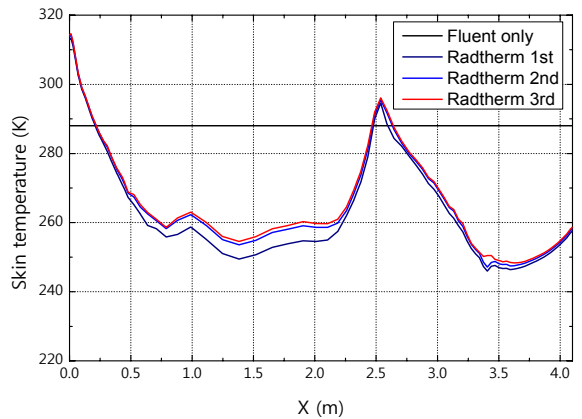


Fig. 5. Wall temperature change

실제 상승온도의 비율로 나타내며 Prandtl 수의 함수로 표현된다.

$$r = \frac{T_{surface} - T_{\infty}}{T_0 - T_{\infty}} \quad (1)$$

$$r = Pr^{1/3} \quad (2)$$

계산된 표면온도에서 회복계수를 아래의 식을 통해

$$T_r = \left(\frac{1 + r \frac{\gamma - 1}{2} M^2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2} \right) T_o \quad (3)$$

역산하였을 때 이전의 실험적 연구결과와 유사한 값을 얻을 수 있었다^[8]. 두 가지의 검증과정을 통해 첫째, 유동해석에 사용되는 난류모델과 해석조건에 대한 검증을 진행하였고, 둘째, 상용프로그램간의 복합해석에 대한 실효성여부를 검증하였다.

4. 수치해석 조건선정

초음속 항공기의 해석조건 선정을 위해 비행가능구역(Flight envelope)을 참고하였다. 모든 항공기는 설계시부터 비행조건이 제한되게 된다. 이는 항공기의 구조적 한계, 엔진의 성능, 실속속도 등에 의해 결정되어지며, 실제 비행도 이러한 비행가능구역 내에서 일어난다. 초음속 전투기의 경우 통상적으로 고도 0~20000m, 속도 0~Mach 2.0 이내로 정해진다. 연구에 사용될 두 가지 항공기의 비행가능구역을 분석한 결과 고도 10000m, 속도 Mach 0.9, 1.5, 1.9를 선정할 수 있었다. 고도의 경우 전투기들이 가장 많이 임무를 하고 최고속도로 가속할 수 있는 조건이고, 속도의 경우 초음속 이전/이후 단계 그리고 최고속도 단계를 근거로 선정하였다. 또한 해석에는 표준대기정보를 활용하였다.

Table 2. Pressure and temperature condition

	Mach 0.9	Mach 1.5	Mach 1.9
Temperature	224K	224K	224K
Total Temp'	261K	325K	386K
Pressure	26500Pa	26500Pa	26500Pa

5. 수치해석 결과

4세대 항공기와 5세대 항공기의 공력가열에 의한 온도상승을 산출하기 위해 선정된 조건으로 해석을 진행한 결과는 다음과 같다. Fig. 6은 항공기 동체 상단 표면에서의 압력분포를, Fig. 7은 항공기 동체상단의 표면온도분포를, Fig. 8은 마하수 1.5 조건의 항공기 주변 마하수 분포와 표면온도를 나타낸다. Fig. 6, 7, 8의 컨투어를 통해 표면 형상에 따라 초음속영역에서 위치별 충격파의 영향을 확인할 수 있다. Fig. 6, 7, 8 (a)의 5세대 항공기의 경우 레이더 스텔스 기술의 적용으로 상대적으로 표면의 구조가 단순하고 이루는 각도가 완만하다. 이로 인해 조종석 캐노피 후단에서 주날개, 수직꼬리날개 하단부분에서 충격파가 형성된다. 이러한 충격파의 영향으로 캐노피 뒷부분에서 주날개 끝단까지 급격한 압력변화를 보여준다. 또한, 두 개의 수직꼬리날개가 동체표면과 바로 연결이 되기 때문에 이곳에서 발생한 충격파도 표면 압력변화에 영향을 미치고

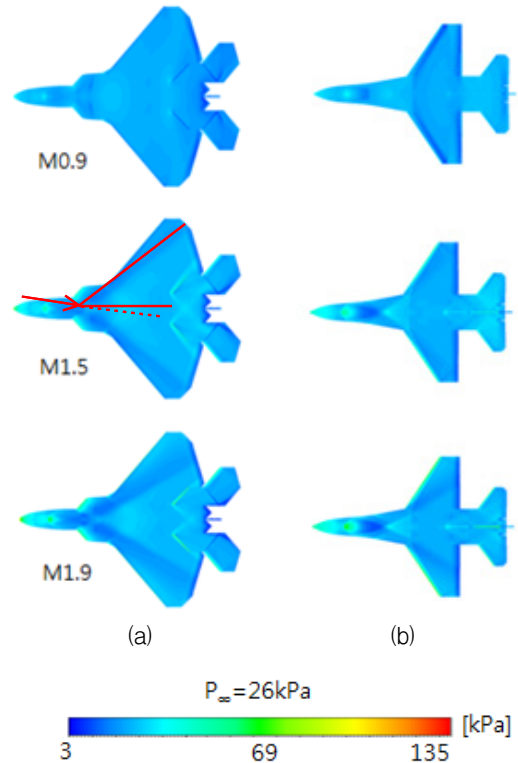


Fig. 6. Pressure contour of (a) 5th generation aircraft and (b) 4th generation aircraft

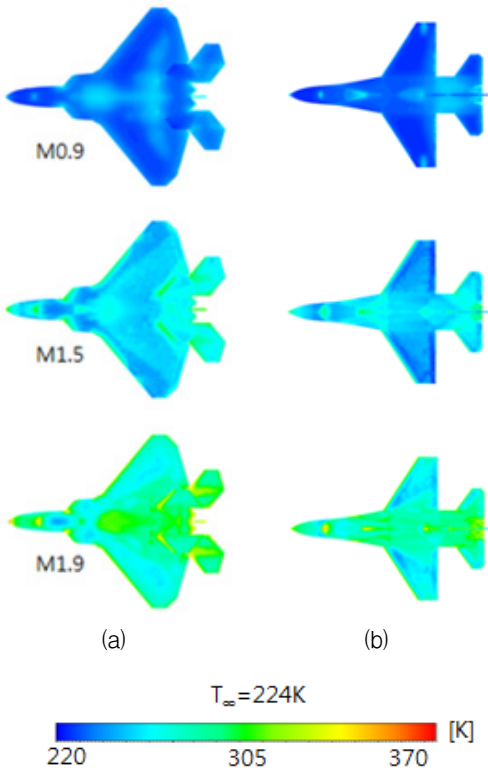


Fig. 7. Temperature contour of (a) 5th generation aircraft and (b) 4th generation aircraft

또한 양쪽의 충격파가 만나서도 반사작용을 일으키기도 한다. 마하수 1.5의 경우 캐노피 후단을 지난 유동이 합쳐지면서 편차각(Deflection angle)이 6.5°가 되고 경사충격파 표를 통해 산출한 충격파의 변화각은 50°로 그림에서도 정확하게 나타남을 알 수 있었다⁹⁾.

Fig. 6, 7, 8 (b)의 4세대 항공기의 경우 5세대 항공기보다 상대적으로 복잡한 형상을 하고 있으며 표면에서 이루는 각도도 급격하다. 이러한 영향으로 복잡한 형태의 충격파가 압력변화를 통해 나타난다. 돌출형으로 솟아 있는 조종석 캐노피의 영향으로 Ma 1.5에서부터 압력변화가 뚜렷하게 나타나며 같은속도의 5세대 항공기 보다 더욱 뚜렷하다. 또한 주날개와 수평꼬리날개간의 존재하는 공간으로 인해 수평꼬리날개 전면에서 다시 한번 충격파가 발생하게 된다. 이 충격파는 수직꼬리날개의 하단부분에 반사되어 후면끝단으로 퍼져나간다. 수직꼬리날개의 경우 동체표면으로 바로 연결되어 있지 않고 날개와 동체를 연결시켜주는 부분이 존재하기 때문에 그 영향은 상대적으로 작게 나타남을

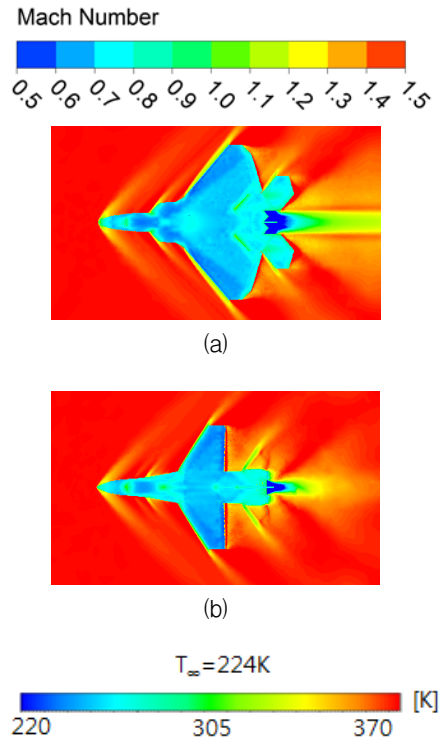


Fig. 8. Skin temperature and Mach number contour of (a) 5th generation aircraft and (b) 4th generation aircraft at M = 1.5

알 수 있다. Fig. 7은 항공기 동체상단의 표면온도 분포를 나타낸다. 전체적인 경향성은 표면압력과 동일하게 나타난다. Ma 0.9에서 거의 가열이 일어나지 않은 상태에서 속도가 증가할수록 충격파의 전/후면으로 급격한 온도변화를 나타내고 동시에 공력가열이 많이 발생한 위치에서 높은 온도를 나타낸다. 두 항공기 공통적으로 항공기 노즈 끝, 캐노피 전단, 주날개와 보조날개의 전면에서 공력가열의 효과가 나타났다.

5세대 항공기의 경우 엔진 흡입구 상단이 동체와 맞닿아 연결되어 있는 형상이기 때문에 그 영향이 동체로 나타나 온도가 상승하였다. 두 개의 수직꼬리날개에서도 많은 온도 상승이 발생하였고 주날개와 수평꼬리날개사이의 작은 공간에서도 복잡한 유동에 의해 온도가 상승함을 알 수 있다. 4세대 항공기의 경우 돌출형 캐노피 형상에 의해 캐노피 전단에서 온도가 상대적으로 높게 나타났으며 동체 하방에 위치가 엔진 흡입구의 영향은 동체 윗면까지 미치지 않았다. 하지만 엔진 흡입구와 동체사이의 복잡한 형상으로 인해 모든

표면 중 가장 높은 온도분포를 나타냈다. 두 항공기 공통적으로 항공기 공기흡입구 주변의 형상에 의해 가장 많은 온도 상승을 나타내었고 정면에서의적외선 방출량을 감소시키기 위해서는 반드시 고려되어야 형상 설계변수이다. Fig. 9, 10는 항공기 정면에서부터 측면까지의 평균온도와 최고온도 변화를 나타낸다. 5세대 항공기의 경우 마하수가 0.9에서 1.9까지 증가하는 동안 평균온도는 233K에서 277K까지 18.8%증가하였다. 그러나 최고온도는 255K에서 370K까지 45.0%가 증가하여 평균온도 대비 약 2.3배 많은 증가폭을 나타내었다. 4세대 항공기의 경우 평균온도는 24.1%, 최고온도는 43.9%가 증가하여 약1.8배 많은 증가폭을 나타내었다. 따라서 표면온도 상승에 마하수가 미치는 영향은 5세대 항공기가 더욱 크게 나타났다. 또한 마하수 증가에 따른 평균온도 대비 최고온도의 급격한 변화는 곧 적외선방출량의 급격한 증가를 동반하게 된다.

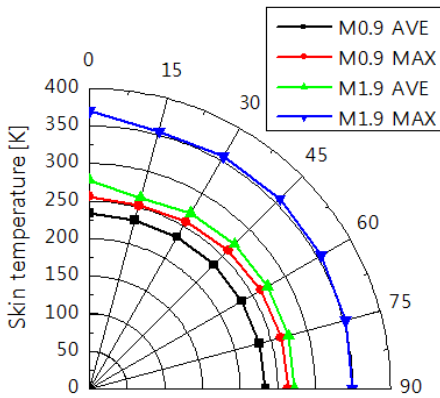


Fig. 9. Skin temperature of 5th generation aircraft

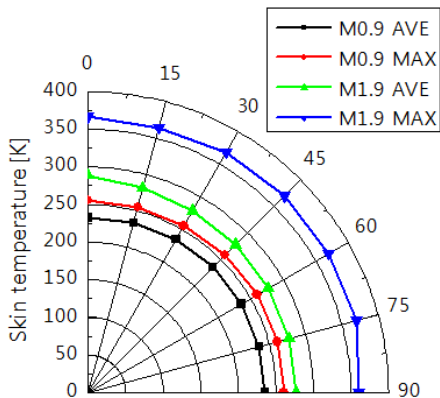


Fig. 10. Skin temperature of 4th generation aircraft

Fig. 11, 12은 Ma 1.9에서 두 항공기의 평균온도와 최고온도 차이를 보여준다. 두 그래프 모두 4세대 항공기가 높은 온도를 나타내고 이는 동일한 비행조건에서 더욱 많은 공력가열이 발생하는 것으로 판단할 수 있다. 5세대 항공기는 엔진흡입구와 동체가 만나는 공간에서 가장 높은 온도를 나타낸다. 쌍발엔진 항공기인 5세대 항공기는 동체 양쪽에 존재하는 고온 부분이 항공기 각도가 0°에서 15°변화함에 따라 전체 온도에 민감하게 영향을 미치게 되어 평균온도가 감소한다. 그리고 5세대 항공기의 공기흡입구는 주유동에 대해 직각으로 이루어지지 않고 후퇴각을 가지고 있다. 따라서 측면에서 항공기를 바라보았을 경우에도 흡입구의 일정부분이 노출되게 되어 항공기 각도가 75°에서 90°로 변화시 일정한 온도를 나타낸다. 4세대 항공기도 동일하게 동체와 엔진흡입구 사이의 공간에서 가장 높은 온도를 나타낸다. 하지만 5세대 항공기

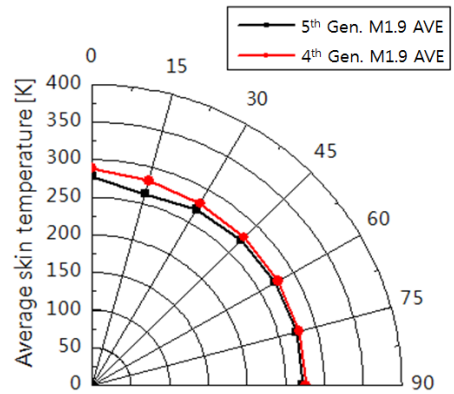


Fig. 11. Average skin temperature

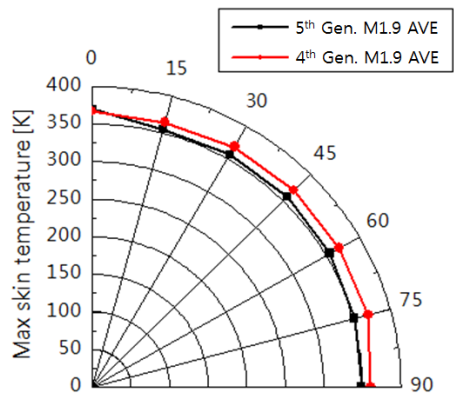


Fig. 12. Maximum skin temperature

와 달리 주유동의 방향에 수직으로 이루어져있어 이러한 흡입구를 측면에서 바라볼 경우 전체온도는 감소한다.

6. 결론

본 연구에서는 초음속 항공기가 높은 마하수로 비행 시 발생하는 공력가열에 따른 표면온도의 변화를 해석적으로 산출하였다. 이를 위해 Ansys Fluent와 Radtherm IR 프로그램을 복합적으로 사용하였다. 또한 선정된 4세대 항공기와 5세대 항공기 두 가지 다른 형상의 항공기를 통해 표면 형상이 전체온도 분포에 미치는 영향에 대한 연구도 진행하였다. 비행마하수가 0.9에서 1.9까지 증가함에 따라 노즈끝, 캐노피 전/후단, 날개 전면에서 충격파가 발생하고 이러한 충격파들의 상호 간섭효과로 인한 급격한 압력 및 온도변화가 항공기 표면에 나타남을 가시적으로 확인할 수 있었다. 또한 마하수가 증가함에 따른 충격파의 각도변화에 의한 영향도 확인할 수 있었다. 최종 산출된 표면온도를 바탕으로 정면에서의 온도를 분석한 평균온도는 16% 증가하였고 최고온도는 48% 증가하였다. 이렇게 급격하게 증가된 최고온도는 항공기 적외선 신호 증가에 많은 영향을 미치게 되고 적외선 탐지센서로부터의 회피에도 악영향을 미치게 된다. 또한 두 항공기를 비교하여 엔진의 개수, 엔진 흡입구의 위치, 꼬리날개의 위치 및 개수에 대한 차이점을 분석하여 각각의 형상의 장단점을 파악하였다. 공기흡입구가 동체 옆에 위치한 경우 정면부근에서 변화가 뚜렷하게 나타났고 동체아래 위치한 경우 측면부근에서 영향이 크게 발생하는 것을 알 수 있었다.

본 연구에서 사용된 두 가지 프로그램의 복합해석 방법을 바탕으로 차후 더욱 다양한 비행조건과 다른 형상의 항공기들을 대상으로 연구가 가능하고, 산출된 표면온도 결과는 공력가열에 의한 항공기 적외선 신호 분석의 데이터로 사용할 수 있다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소가 지원하는 국방피탐지감소기술 특화연구센터 사업의 일환으로 수행되었습니다.

References

- [1] A. Zachariah, "Stealth Technology," Department of Mechanical Engineering, Government Engineering College, 2009.
- [2] S. P. Mahulikar, "Infrared Signature Studies of Aerospace Vehicles," Progress in Aerospace Science, pp. 218~245, 2007
- [3] K. J. Yi, "Prediction of the Rear Fuselage Temperature with Radiation Shield," World Academy of Science, Engineering and Technology, Vol. 59, 2011.
- [4] K. J. Yi, "Effects of Nozzle Characteristics on the Rear Fuselage Temperature Distribution," Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 39, No. 12, pp. 1141~1149, 2011.
- [5] S. Y. An, "A Study on the Effect of Engine Nozzle Configuration on the Plume IR Signature," Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 40, No. 8, pp. 688~694, 2012.
- [6] Y. Lee, "Heat Transfer Measurement and Computational of Swept Backb Wave/Boundary Layer Interactions," AIAA Journal, Vol. 32, No. 4, pp. 721~734, 1994.
- [7] Radtherm IR 10.4 Manual, ThermoAnalytics, 2012.
- [8] L. M. Mack, "An Experimental Investigation of the Temperature Recovery Factor," California Insitution of Technology, Report No. 20-80, p. 8, 1954.
- [9] J. John, T, Keith, "Gas Dynamics," Pearson, p. 638, 2006.