

論文

고속 비행체 공기흡입관 구조설계를 위한 효율적 유체-열 통합해석 연구

전형근*, 류동국*, 이재우*, 김상호**

An Efficient Fluid-Thermal Integrated Analysis for Air-Intake Structure Design of a High Speed Air Vehicle

Hyung-Geun Chun*, Dong-Guk Ryu*, Jae-Woo Lee* and Sang-Ho Kim**

ABSTRACT

In this research, low fidelity air/heat load analysis was conducted for the intake of high speed vehicle. For air/heat load calculations, aerodynamic properties at the surface and the boundary layer edge were estimated using Taylor-Maccoll equation for conical flow, shockwave relation and Prandtl-Meyer expansion equation for internal and external flow. Couette flow assumption and Reynolds analogy were used in order to calculate convective heat transfer coefficient. In order to calculate skin friction coefficient for heat transfer coefficient analysis, Van Driest method II and Reference Enthalpy method were considered. An axis symmetric SCRAMJET model was selected as a reference configuration for verifying the proper implementation of the present method. Comparison of the results using the present method and Computational Fluid Dynamic analysis showed that the present method is valuable for efficiently providing pressure and heat loads for air-intake structure design of the high speed air vehicle.

Key Words : Convective heat transfer coefficient(대류열전달계수), Couette flow(코에트 유동), Reynolds analogy(레이놀즈 유사성), Skin friction coefficient(표면마찰계수)

1. 서 론

스크램제트(SCRAMJET: Supersonic Combustion Ram Jet) 추진기관은 램제트 추진기관의 한 종류다. 램제트 추진기관은 경사 충격파와 수직 충격파를 발생시켜 흡입구 내에서의 유동을 아음속으로 감속하고 연소에 필요한 압력 에너지를

확보하여 추진을 하게 되고, 스크램제트 추진기관은 충격파를 이용한다는 점은 같으나, 흡입구 내에서의 유동은 초음속을 유지하며, 초음속에서의 연소도 일어난다는 점이 다르다. 보통 스크램제트 기관은 고온과 높은 압력에서 작동되기 때문에 스크램제트의 흡입관 부위의 구조 설계를 위해서는 구조물에 작용하는 공력, 열 하중 해석이 필수적이다. 최근 컴퓨팅 자원의 발달로 인해 스크램제트의 3차원 형상에 대한 전산 유체 해석이 보편적으로 이루어지고 있는 추세다. Sebastian Karl, Jan Martinez Schramm[1] 은 마하수 7 영역에서 흡입관과 연소기의 성능을 3차원 전산 유체역학(Computational Fluid Dynamics) 해석을 통해 실험값과의 비교 검증과정을 수행하였으

2015년 09월 01일 접수 ~ 2015년 09월 23일 심사완료
논문심사일 (2015.09.20, 1차)

* 건국대학교 대학원 항공우주정보시스템공학과

** 건국대학교 항공우주정보시스템공학과

연락처, E-mail : kimsh85@konkuk.ac.kr

서울특별시 광진구 화양동 건국대학교 1번지

며 Andreas K.Flock[2] 은 카울(Cowl) 의 형상에 따른 흡입관의 공력 하중을 전산유체역학을 통해 예측하였다. 그러나 고속 공기 흡입관의 초기 설계 단계에서 전산유체역학을 통한 해석은 시간과 노력이 많이 소요되며 해석결과를 바탕으로 수정된 설계안을 적용하려면 새로운 격자 시스템을 구성하여 재해석을 수행해야 하므로 타당한 신뢰성과 경향성을 표현할 수 있는 저정밀도 해석 방법론의 필요성이 대두되고 있다. Rubesin, Morris W[3] 은 압축성 효과를 고려한 수정 레이놀즈 상사성(Reynolds analogy) 이론을 적용하여 실험값과 비교검증 과정을 통해 초음속 영역에서 평판에서의 열전달계수와 관련된 Stanton number 와 국소 표면 마찰계수의 관계를 밝혀낸 바 있다. 특히 James Loundagin, Frank Alonge[4] 등에 의해 개발된 IHAT (Integrated Hypersonic Aeromechanics Tool) 는 초음속 비행체의 다분야 통합 최적 해석을 위한 프로그램이다. 이 프로그램은 초음속 비행체의 하부 시스템을 해석할 수 있는 모듈들로 구성되어 있다. 형상, 공력, 추진, 궤적, 열, 구조, 조종 안정성과 비용 등을 해석할 수 있는 모듈들이 Feed-Forward 구조로 해석을 수행하면서 최적화 과정을 거쳐 초음속 비행체의 형상을 도출하게 된다. 여기서 공력 해석 모듈은 극초음속 영역에서의 자유류 흐름과 표면이 이루는 각을 이용하여 표면 압력분포를 계산하는 Surface-Inclination method를 적용하여 압력계수를 계산하고 이를 열 하중 해석 모듈로 전달하게 된다. 그리고 열 하중 모듈에서는 1차원 및 3차원 형상에 대한 벽면온도와 열전달 계수를 계산하고 단열재와 구조물의 두께를 계산하게 된다. 1차원 열 하중 계산에 사용되는 MINIVER 프로그램은 NASA에서 개발된 공력가열 해석용 설계 코드 [5]로 각종 로켓과 미사일부터 우주왕복선에 이르기까지 많은 발사체의 설계에 널리 사용되고 있다. 이 프로그램의 특징은 복잡한 형태의 적분형 열전달 방법을 사용하지 않고 레이놀즈 상사성 이론, 경계층 방정식 등을 이용한 Single Point Analysis를 제공하기 때문에 설계과정에서 적용이 편리하고 계산시간이 빠른 장점이 있다. 따라서 본 연구에서는 레이놀즈 상사성 이론을 적용하여 평판 형상뿐만 아니라 원추형 형상에 대한 공력/열 하중 해석 방법론을 정립하여 IHAT의 공력/열 해석 모듈에 상응하는 프로그램을 개발하고 참고 형상 고속 공기 흡입관의 공력/열 하중 값을 도출하여 개발 프로그램의 유용성을 검증하였다.

2. 스크램제트 공력/열 해석 참고형상

미국 및 유럽국가에서 수행했던 스크램제트 개발 프로그램을 조사한 후 일반적으로 적용되어있는 동축형 흡입관을 본 연구의 공력/열 하중 해석을 위한 스크램제트 흡입관 참고형상으로 채택하였으며[6] Fig. 1에 나타냈다.

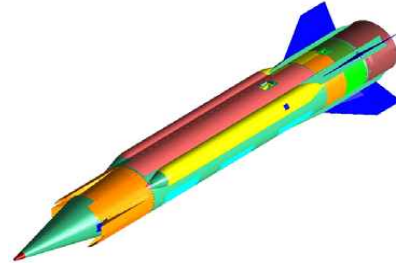


Fig. 2 DCR SCRAMJET model

참고형상으로 채택한 형상은 이중연소램제트 형식(DCR: Dual Combustion Ramjet)으로 2개의 아음속 연소 흡입구와 4개의 초음속 연소 흡입구가 YX 평면을 기준으로 대칭으로 배치되어 있다. 따라서 본 연구에서는 원추형 선두부는 3차원 형상으로 고려하고 흡입관 부분에서는 초음속 연소 흡입관 형상을 2차원으로 고려하여 신속한 공력/열 하중 계산을 수행하였다. 그리고 흡입관의 해석 결과는 대칭 조건을 적용하여 전체 동축형 흡입관에 작용하는 공력/열 하중을 도출하였다.

3. 공력/열 하중 해석 통합도구 개발

3.1 공력해석 모듈 구성 이론

초기 설계단계에서 타당한 정확도와 신속한 계산을 위해 동축형 흡입관에서의 원추부분은 테일러-맥콜(Taylor-Maccoll) 방정식, 흡입관 내외부, 노즐 부분은 충격파 관계식, 등엔트로피 유동방정식, 프란틀-메이어(Prandtl-Meyer) 팽창파 관계식을 적용하였다[7].

3.1.1 테일러-맥콜 방정식

원추 유동을 해석하는데 주로 사용하는 방정식은 테일러-맥콜 방정식이며 다음과 같다.

$$\frac{\gamma-1}{2} \left[V_{\max}^2 - V_r^2 - \left(\frac{dV_r}{d\theta} \right)^2 \right] \left[2V_r + \frac{dV_r}{d\theta} \cot\theta + \frac{d^2V_r}{d\theta^2} \right] - \frac{dV_r}{d\theta} \left[V_r \frac{dV_r}{d\theta} + \frac{dV_r}{d\theta} \left(\frac{d^2V_r}{d\theta^2} \right) \right] = 0 \quad (1)$$

이는 독립변수 V_r 을 가지고 있는 상미분 방정식이며, 이에 대한 엄밀해는 없고 수치적 방법으로 해를 도출해야 한다.

본 연구에서의 참고형상 원추 선두부에 대해서 테일러-맥클 방정식을 적용하는 방법은 다음과 같다.

- 충격파 각과 자유흐름 마하수를 가정하고 경사 충격파 관계식으로부터 충격파 이후의 마하수와 유동 변위 각을 계산한다.
- 경사 충격파 이후의 마하수를 연속 방정식에 대입함으로써 충격파 이후의 방사상 성분과 수직방향 속도 성분을 계산한다.
- 방사상 성분의 속도를 이용하여 수치 기법을 통해 유동성분이 이루는 각의 변화에 따른 반경방향 속도 성분을 계산한다.
- 각의 증가에 따른 유동성분의 수직한 방향으로의 속도 성분을 계산한다.
- 유동 성분의 수직한 방향으로의 속도 성분이 0이 될 때까지 반복계산 하여 도출된 값을 원추 표면의 속도 성분을 찾아낸다.

3.1.2 충격파 관계식

초음속 비행체의 경우, 대개 비행체의 선두부에서 경사 충격파가 발생되며, 흡입구 카울 부분에서도 충격파가 발생되어 이를 이용하여 승압 및 감속 등을 하게 된다. 충격파 방정식에서, 유동의 상태는 정상, 비점성, 단열 유동으로 가정하며, 흡입관에서 발생하는 경사충격파 관계식은 다음과 같다.

$$M_{n,2}^2 = \frac{1 + \left[\frac{\gamma-1}{2} \right] M_{n,1}^2}{\gamma M_{n,1}^2 - \frac{\gamma-1}{2}} \quad (2)$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(\gamma+1)M_{n,1}^2}{2 + (\gamma-1)M_{n,1}^2} \quad (3)$$

$$\frac{p_2}{p_1} = 1 + \frac{2\gamma}{\gamma-1} (M_{n,1}^2 - 1) \quad (4)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{p_2}{p_1} \frac{\rho_1}{\rho_2} \quad (5)$$

$$M_2 = \frac{M_{n,2}}{\sin(\beta-\theta)} \quad (6)$$

위의 관계식을 이용하여 참고형상의 원추 선두부로부터 계산된 압력, 밀도 온도, 속도 값을 초기 값으로 하여 흡입관 내부, 연소실 이후의 노즐 부분의 압력, 밀도, 온도, 속도 값을 계산한다.

3.1.3 등엔트로피 유동 방정식

등엔트로피 유동에서, 등엔트로피 과정(isentropic process)이란 단열 과정과 가역 과정이 동시에 일어나는 과정을 말한다. 등엔트로피 과정에서, 단열과정일 때 $\delta q = 0$ 이며, 가역 과정에서는 $ds_{irrev} = 0$ 이다. 그러므로 단열, 가역 과정일 때 $ds = 0$ 가 되거나, 엔트로피가 일정하게 되며, 이를 등엔트로피라고 한다. 이를 통하여 등엔트로피 관계는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{p_2}{p_1} = \left(\frac{\rho_2}{\rho_1} \right)^\gamma = \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (7)$$

위의 관계식은 참고형상의 원추 선두부로부터 계산된 공력 하중 값과 흡입관 내부 및 노즐 부분의 압력, 밀도, 온도, 속도의 관계를 도출하는데 사용한다.

3.1.4 프란틀-메이어 팽창파 관계식

팽창파는 초음속 유동이 유체의 분류에서 멀어질 때에 나타나며, 열린 곡선에서 발생하게 된다. 팽창파에서의 유동 특성은 충격파와 반대로 마하수는 증가하고, 압력, 온도 및 밀도는 감소하는 특성을 가지며 관계식은 다음과 같다.

$$\nu(M) = \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \tan^{-1} \sqrt{\frac{\gamma-1}{\gamma+1} (M^2-1)} - \tan^{-1} \sqrt{M^2-1} \quad (8)$$

위 식에 참고형상의 원추 선두부에서 계산된 압력, 밀도, 온도, 속도 값을 초기 값으로 대입하여 팽창파의 각도를 계산하고 등엔트로피 유동 방정식을 이용하여 팽창파 이후의 압력, 밀도, 온도, 속도 값을 계산한다.

3.2 열하중 해석 모듈 구성 이론

공력해석 모듈과 마찬가지로 열하중 해석 모듈

개발을 위해 동축형 흡입관의 형상을 단순화하여 이에 대한 반(半)경험식을 적용함으로써 열전달 계수 및 열 유량을 계산하였다. 우선 정체현상이 예상되는 부분은 페이-리델 방정식(Fay-Riddell method), 그 외 흡입관 내측 및 외측 벽면, 노즐 벽면 부분은 평판이라고 가정하고 기준 엔탈피 방정식(Reference Enthalpy method), 반 드리스트 방정식(Van Driest method II)를 각각 적용하여 계산하였다. 특히 원추부분의 경사면은 3차 원효과를 고려하기 위해 기존의 평판유동 이론을 통해 도출된 스탠톤 수(Stanton number)에 비례상수 1.15를 도입하여 원추 경사면에 대한 계산의 정확도를 향상시켰다[8].

3.2.1 페이-리델 방정식

원추 선두부 앞부분에서는 유동이 '정체' 되며 그에 따른 결과로 높은 온도 및 압력 상승이 수반된다. 따라서 위의 평판유동에 대한 식을 적용할 수 없으며 정체점의 열 전달량 및 열전달계수를 구하기 위해 페이-리델 방정식[9]을 도입한다.

$$\begin{aligned} \dot{q}_{w,s} &= 0.57 \left(\frac{4}{3} \right)^j \text{Pr}^{-0.6} (\rho_e \mu_e)^{0.4} \\ &\times (\rho_w \mu_w)^{0.1} \sqrt{\left(\frac{du_e}{dx} \right)} \\ &\times (h_0 - h_w) \left[1 - (Le^{0.52} - 1) \left(\frac{h_D}{h_0} \right) \right] \end{aligned} \quad (9)$$

$$\sqrt{\left(\frac{du_e}{dx} \right)} = \begin{cases} \frac{3u_1}{2R_N} & M_e < 1 \\ \frac{1}{R_N} \sqrt{\frac{2}{\rho_T} (P_T - P_1)} & M_e \geq 1 \end{cases}$$

여기서 j 는 유동 형태 인자(Flow type factor)로 2차원 유동 (실린더) 일 경우 0, 축대칭 유동 일 경우 1로 정의한다. 무차원 수인 루이스 수(Lewis number, Le) 는 열 확산률과 물질 확산률의 비를 나타내며 고온에 의한 유동유체의 해리 효과를 반영하게 된다. 초기 해석단계에서는 원자 해리 상태가 없다고 가정함으로써 루이스 수를 1로 정의 하여 열 전달률을 계산하게 된다. h_D 는 평균 원자 해리 에너지를 나타내는 물성치이다. 아래첨자 1 은 충격과 이전의 상태를 나타내며 R_N 은 노즐 반경을 나타낸다.

위의 열 전달률 식을 이용하여 스탠톤 수를 정의하면 다음과 같다.

$$St = 0.76 \text{Pr}^{-0.6} (\rho_e \mu_e)^{0.4} (\rho_w \mu_w)^{0.1} \sqrt{\left(\frac{du_e}{dx} \right)} \quad (10)$$

본 연구에서는 프란틀 수는 공기에 해당하는 값으로 일정하다고 가정하고 참고형상의 원추 선두부 경사 충격과 이후의 밀도 및 온도, 선두부 정체점의 반경을 이용하여 스탠톤 수를 계산하였다.

3.2.2 기준 엔탈피 방정식

기준 엔탈피 방정식[10]은 비압축 유동 이론으로부터 얻은 공식에 포함된 열역학적 및 유동 전달 특성 물성치를 압축성 효과가 고려된 경계층 내 전반적 특성을 표시할 수 있는 엔탈피를 이용하여 표면마찰 계수를 계산하는 이론이다.

우선 기준 엔탈피는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$h^* = 0.22h_{aw} + 0.28h_e + 0.5h_w \quad (11)$$

기준 엔탈피를 계산하여 이에 대한 레이놀즈 수, 밀도, 점성계수를 각각 상태방정식 및 서덜랜드 법칙(Sutherland's Law) 을 통해 계산한 후 표면마찰 계수를 계산한다. $Re \leq 10^7$ 인 경우 블라시우스(Blasius) 비압축성 난류 표면마찰계수 관계식을 사용하며 다음과 같다.

$$\frac{C_f}{2} = \frac{0.0296}{(Re^*)^{0.2}} \quad (12)$$

$Re > 10^7$ 인 경우 슐츠-그루노 표면 마찰 계수 관계식(Schults-Grunow relation)을 사용하며 다음과 같다.

$$\frac{C_f}{2} = \frac{0.185}{(\log_{10} Re^*)^{2.584}} \quad (13)$$

참고형상에 대해서 계산된 공력하중 값을 경계층 끝단에서의 물성치라고 가정하고 기준엔탈피에 대한 레이놀즈 수를 계산한다. 계산된 레이놀즈 수의 범위에 따라 블라시우스 비압축성 표면마찰계수 관계식과 슐츠-그루노 관계식에 대입하여 표면마찰계수를 계산한다.

3.2.3 반 드리스트 방정식

압축성, 난류 평판 유동에 대한 표면마찰 계수에 대한 반경험적 식을 제시하는 반 드리스트 방

정식[11]은 기본적으로 비압축성 표면마찰 계수 관계식을 압축성 효과가 고려된 식으로 수정하는 변환 방정식(Transformation method) 이다. 이를 위해 본 카르만(Von Karman) 혼합거리와 크로코(Crocco) 온도 프로파일을 적용하여 경계층 내부의 난류 평균 흐름 상태와 충격과 이후의 엔트로피 구배로 인한 와도 생성효과를 반영하여 평판에 대한 표면마찰 계수를 계산하게 되며 마하수 1.5~9 영역에서의 표면마찰 계수 값이 실험값과 잘 일치한다고 알려져 있다.

우선 반 드리스트 방정식에 사용된 비압축성 표면마찰 계수 관계식은 다음과 같다.

$$\frac{0.242}{\sqrt{\overline{C_F}}} = \log_{10}(\overline{Re_x} \overline{C_F}) \quad (14)$$

위의 식을 길이에 대해서 미분하면 국소 표면마찰계수와 평균 표면마찰계수와 관계 나타낼 수 있으며 다음과 같다.

$$\overline{C_f} = \frac{0.242 \overline{C_F}}{0.242 + 0.8686 \sqrt{\overline{C_F}}} \quad (15)$$

또한 경계층의 연속방정식과 운동량 방정식을 단순화 하면 평균 표면 마찰계수를 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\overline{C_F} = \frac{2 \overline{Re_\theta}}{\overline{Re_x}} \quad (16)$$

위의 비압축성 표면마찰 계수 관계식을 압축성 효과를 고려한 식으로 변환하기 위한 반 드리스트 변환함수(Transformation function) 은 다음과 같다.

$$\overline{C_f} = F_c C_f \quad (17)$$

$$\overline{C_F} = F_c C_F \quad (18)$$

$$\overline{Re_x} = F_x Re_x \quad (19)$$

$$\overline{Re_\theta} = F_\theta Re_\theta \quad (20)$$

참고형상에 대해서 계산된 공력하중 값은 압축성 효과가 고려된 수치이므로 이 값을 거리와 평균 비압축성 거리 및 운동량 두께에 대한 레이놀스 수 변환 함수에 대입한다. 이 값을 다시 평균 압축성 표면 마찰계수 변환함수에 대입하여 국소

압축성 표면 마찰계수를 산출한다.

4. 공력/열 하중 해석 이론 검증

공력/열 하중 계산 방법론 검증을 위해 2차원 고속 공기 흡입관 형상을 선정하여 압력과 벽면 온도를 계산하고 고정밀도 해석 결과와 비교하였다.

4.1 공력 해석 검증

선정한 2차원 고속 공기 흡입관 형상에 대해서 FLUENT를 이용한 오일러(Euler) 방정식 및 나비에-스톡스(Navier-Stokes) 방정식 기반 공력 해석을 수행하였고 공력 하중 해석 모듈을 이용하여 산출된 압력 값과 비교해 보았다. 해석을 위한 비행 조건은 다음과 같다.

Table. 1 Flight condition

| | |
|------------------------|-------|
| 마하수 | 6 |
| 압력(Pa) | 1800 |
| 밀도(kg/m ³) | 0.413 |
| 온도(K) | 223 |

흡입관의 하부 면에 대해서 오일러 방정식 및 나비에-스톡스 방정식, 그리고 공력하중 모듈에 적용된 이론을 사용하여 압력 값을 계산하였으며 그 결과는 다음과 같다.

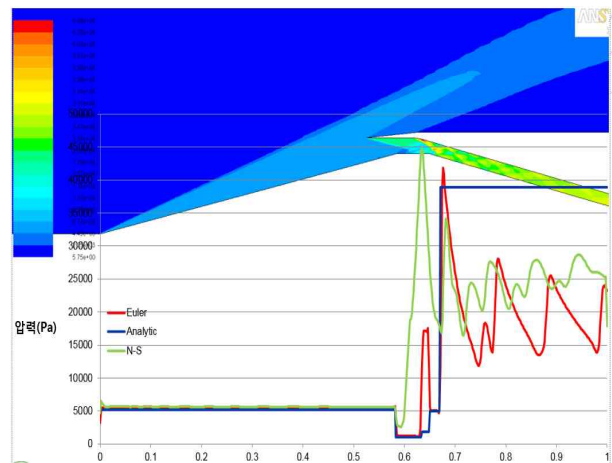


Fig. 3 Pressure distribution over bottom surface of high speed intake configuration

경사 충격과 이후의 압력 값은 오일러 방정식 및 나비에-스톡스 방정식, 공력하중 모듈에 적용된 이론을 통한 결과가 거의 유사한 것으로 나타

났다. 그러나 흡입관의 카울을 지나고 나서 복잡한 충격과 상호 작용이 나타나면서 산출된 압력 값의 차이가 관찰되었다. 나비에-스톡스 방정식과 오일러 방정식을 통해 산출된 압력 값은 크기에서는 다소 차이가 있으나 X좌표에 따른 압력 변화 추이가 유사하게 나타났다. 공력하중 모듈에 적용된 이론을 통한 압력 값은 카울 이후의 압력변화가 나타나지 않았지만 카울을 지난 이후의 증가된 압력 값과 카울 전후의 압력 변화 현상은 포착할 수 있음을 확인할 수 있었다.

4.2 열 하중 해석 검증

공력 하중 해석 검증과 마찬가지로 오일러 방정식 및 나비에-스톡스 방정식, 공력하중 모듈에 적용된 이론을 통한 벽면 온도와 공력하중 모듈을 이용하여 도출된 압력, 마하수, 밀도, 온도를 이용하여 열하중 모듈에 적용된 레이놀즈 상사성 이론을 적용하여 점성효과를 고려한 벽면온도를 계산하고 비교해보았다.

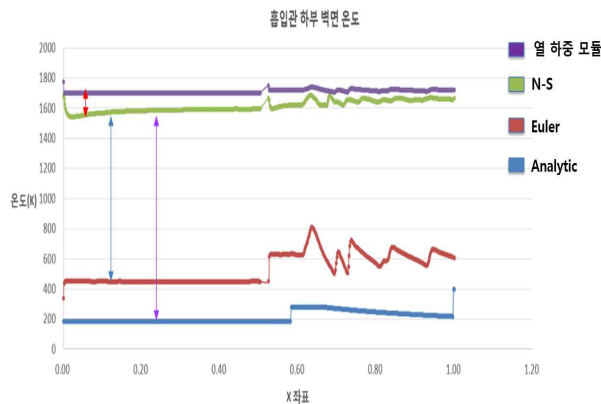


Fig. 4 Temperature distribution over bottom surface of high speed intake configuration

고정밀도 나비에-스톡스 방정식을 통한 결과와 비교한 결과 오일러 방정식 및 공력하중 해석 모듈을 통한 흡입관 하부 면의 온도 값에서 큰 차이를 확인하였다. 그러나 공력 하중 모듈에서 산출된 압력, 밀도, 마하수, 온도를 기반으로 열 하중 모듈에서 점성효과를 고려하여 계산된 온도 값은 고정밀도 나비에-스톡스 방정식을 통한 결과와 비교해서 온도 값과 온도에 대한 변화량이 매우 유사함을 확인할 수 있었다.

5. 공력/열 하중 해석 결과

개발된 공력 및 열 하중 모듈을 이용하여 동축형 흡입관에 대한 해석을 실시하였다. 이에 따른 흡입관 해석 순서도는 다음 그림과 같다.

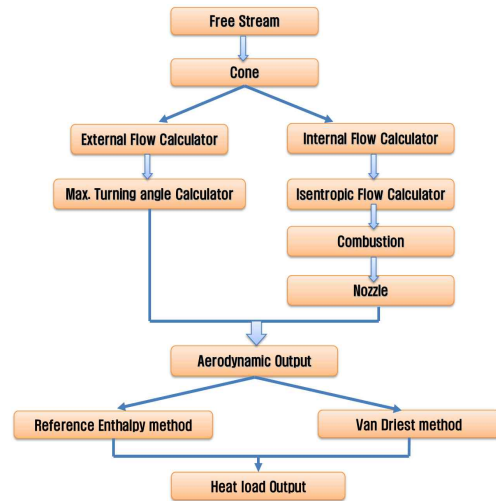


Fig. 5 Aerodynamic/heat load analysis strategy

현재 모듈은 외부유동과 내부유동 두 부분으로 나누어 개별적으로 해석을 진행하였다. 연소실에 해당하는 부분은 경계조건을 설정하여 노즐 부분의 초기조건으로 설정했으며 외부유동과 내부유동의 계산 결과 값은 열 하중 모듈로 전달되어 기준 엔탈피 방정식 및 반 드리스트 방정식을 이용하여 표면마찰계수, 스탠톤 수, 대류 열전달 계수, 열 유량 값을 계산하게 된다.

5.1 공력하중 해석 결과

흡입관에서의 유동의 특징은 기체의 선두부에서 발생한 충격파 및 카울에서 발생한 충격파를 이용하여 유동의 압축을 하며, 이후 도관 내에서는 등엔트로피 유동을 사용하여 전압 손실 등을 회복하게 된다. 도관 출구에서의 마하수는 2.15이며 해석 비행 조건은 다음과 같다.

자유 흐름 마하수(Free stream Mach number)는 초기 비행 속도인 마하수 6이고, 이 때 초기 비행 고도에서의 압력, 온도, 밀도, 정압 비열과 정적 비열의 비(Gamma)는 각각 1200Pa, 226K, 0.018 kg/m³, 1.4 이다. 연소실의 압력과 온도는 각각 3000K, 700000Pa 로 가정하여 노즐

이후의 공력하중 값을 계산하기 위한 초기 값으로 정하였다. 연소실에서의 정압 비열과 정적 비열의 비는 1.3, 노즐 목(Throat)에서의 마하수는 4로 가정하였다.

Table. 2 Condition of analysis

| | |
|--|--------|
| Free Stream Mach Number | 6 |
| Free Stream Gamma | 1.4 |
| Free Stream Temperature(K) | 226 |
| Free Stream Density(kg/m ³) | 0.018 |
| Free Stream Pressure(Pa) | 1200 |
| Combustion Chamber Temperature(K) | 3000 |
| Combustion Chamber Pressure(Pa) | 700000 |
| Combustion Chamber Density(kg/m ³) | 10 |
| Mach Number At Throat | 4 |
| Combustion Chamber Gamma | 1.3 |

위의 조건을 이용하여 흡입관 내부 벽면 중 카울 내부의 공력 계산 결과는 다음과 같다.

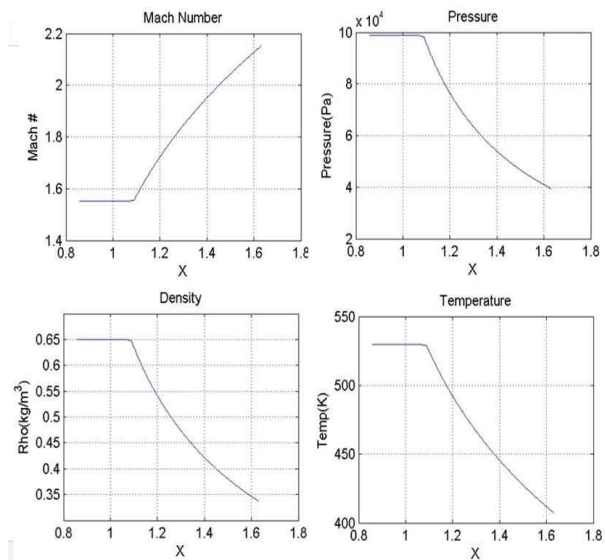


Fig. 6 Mach number, pressure, density, fluid temperature over intake lipside wall

마하수의 경우 원추 충격파를 지난 이후 상승하여 2.15 지점까지 회복되었으며, 압력의 경우 40000Pa로 자유류의 약 33배 압력을 지니고 연소실에 도달한다. 밀도의 경우 0.35kg/m³으로 자유류의 19.4배이며, 온도의 경우 자유류의 약 2배 정도 상승하였다.

비행체의 선두부 원추를 포함하여, 흡입관 내

부 중 아랫면의 공력 계산 결과는 다음과 같다.

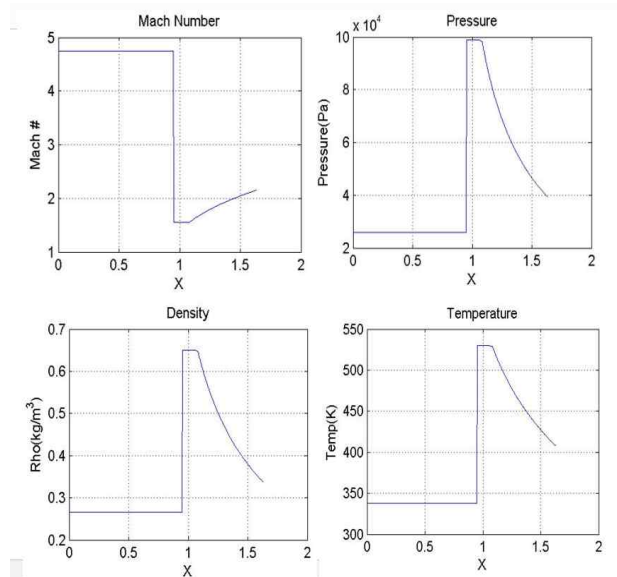


Fig. 7 Mach number, pressure, density, fluid temperature over intake bodyside wall

흡입관 내부에 도달하기 전의 원추 부분을 제외하고, Fig. 6와 같은 공력 값을 보이며, 카울 앞부분에서의 충격파로 인해 매우 큰 폭의 마하수 하락과 압력, 밀도, 온도의 상승이 일어남을 알 수 있다.

비행체의 선두부 원추를 제외한, 비행체 외부 벽면의 공력 계산 결과는 다음과 같다.

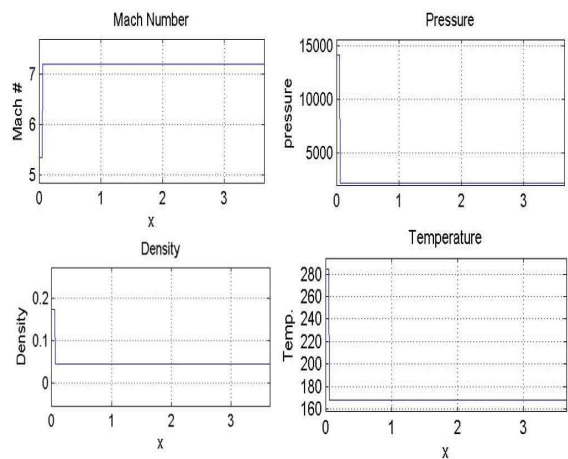


Fig. 8 Mach number, pressure, density, fluid temperature over external wall

원추 충격파를 통과하여 약간의 속도 감소 및 온도 밀도, 압력의 상승이 일어난 유동이, Cowl 외부의 열린 곡선을 지나며 팽창하게 되어 속도의 상승, 압력, 밀도, 온도의 급격한 하락이 일어

나게 된다. 이로 인해, 자유류 보다 더 높은 마하 수를 지니게 된다.

노즐의 유동 특성 변화는 다음과 같다.

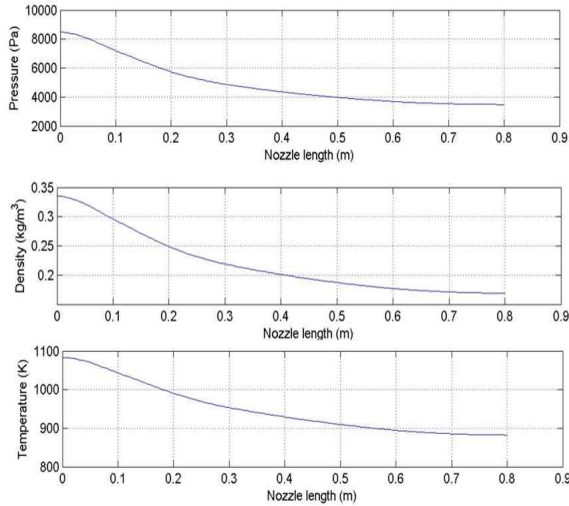


Fig. 9 Pressure, density, fluid temperature over nozzle wall

초기 온도는 3000K, 초기 압력은 700000Pa 이며, 팽창 형상의 노즐 형태를 가짐으로 인해 압력, 밀도, 온도는 감소하는 경향을 보인다.

5.2 열 하중 해석 결과

공력 해석에서 해석한 결과를 바탕으로 현재 열 해석 모듈을 이용하여 열전달 계수를 산출하였다. 열 해석에 사용된 공력해석 결과는 x좌표, 압력, 온도, 밀도, 마하수이며 열 해석 모듈에 사용된 반 드리스트 방정식, 기준 엔탈피 방정식 두 가지 기법을 이용하여 열전달 계수를 산출하고 비교하였다. 두 가지 기법에서 정체점 해석은 동일하게 페이-리텔 방정식을 적용하였다.

현재 비행조건에서 정체점과 흡입관 하부 부분에서 가장 큰 공력하중이 작용하므로 대표적으로 흡입관 하부면을 두 가지 평판 표면 마찰계수 계산 기법을 이용하여 해당 형상에 대해 해석하고 결과를 분석하였다.

5.2.1 반 드리스트 방정식을 이용한 열 하중 해석

비압축성 표면마찰계수 관계식을 변환함수를 이용하여 압축성효과가 고려된 표면마찰계수를 계산하는 반 드리스트 방정식을 이용하여 열전달 계수를 이용하였다.

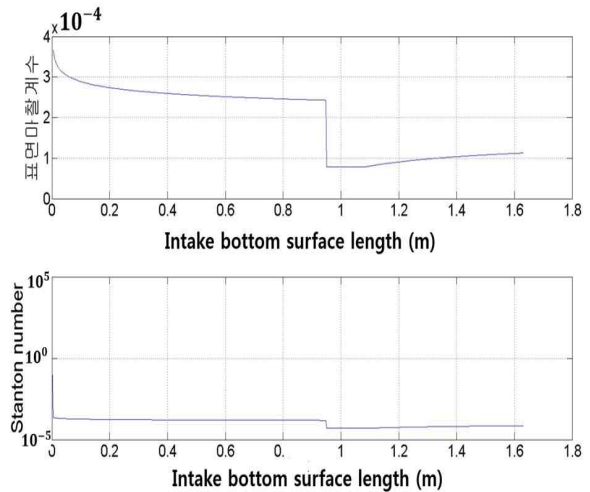


Fig. 10 Result of skin friction coefficient and Stanton number using Van Driest method II

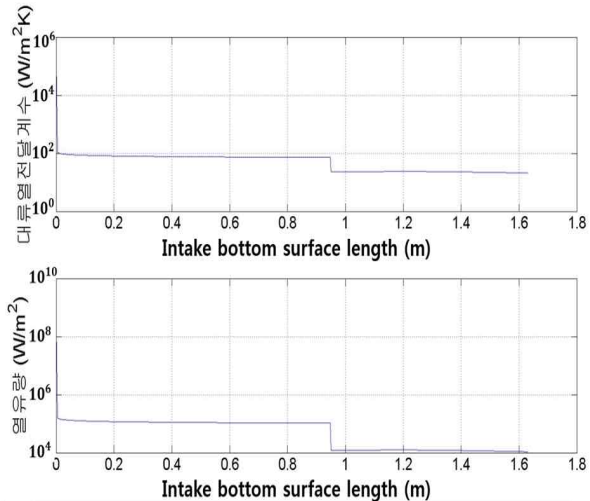


Fig. 11 Result of convective heat transfer coefficient and heat flux using Van Driest method II

국소비압축성 표면마찰계수와 변환함수 F_c 의 비(Ratio) 로 나타내어진 국소 압축성 표면마찰계수는 정체점 이후 충격과 지점에서 불연속적인 감소현상을 보였다. 이는 압축성 효과를 고려했을 때 경계층 영역에서 압력의 증가로 인한 전단력의 감소로 생각할 수 있으며 이러한 이유 때문에 위와 결과가 나타난 것으로 예상된다. 이에 따라 국소압축성 표면마찰계수와 비례관계에 있는 열전달 계수 스탠톤 수도 마찬가지로 정체점 이후 충격과 영역에서 급격히 감소되는 것을 관찰하였으며 스탠톤 수를 대류 열전달계수로 환산한 결과와 이를 통한 열 유량 계산결과 역시 동일하게 급격한 감소현상이 관찰되었다.

이는 경계층 끝단의 온도가 충격과 지점에서 급격히 증가하여 열전달의 기본 메커니즘이라고 할 수 있는 단열벽면온도와 초기 벽면 온도와의 차이가 줄어들고 이로 인해 온도차이가 크게 감소되었다고 생각할 수 있다. 따라서 열전달계수의 감소가 이루어졌고 그 결과로 열유량 또한 정체점 이후 충격과 지점에서 크게 감소되었음을 알 수 있었다.

5.2.2 기준 엔탈피를 이용한 열하중 해석

위의 반 드리스트 방정식을 이용한 결과와 마찬가지로 흡입관 하부 면을 기준 엔탈피 방정식을 이용하여 열전달 계수를 구하였다. 기준 엔탈피 방정식은 비압축성 난류 표면마찰계수 관계식에서 압축성 효과를 표현할 수 있는 기준 엔탈피를 계산하고 이에 대한 기준온도, 레이놀즈 수를 다시 계산하여 압축성 효과가 고려된 표면마찰계수를 구하는 기법으로 기준 엔탈피, 기준 온도, 레이놀즈 수를 이용하여 표면마찰계수, 스탠톤 수, 대류열전달계수, 열유량을 계산하고 결과에 대해 분석하였다.

표면마찰계수가 계산되고 이를 기반으로 스탠톤 수를 계산하였다. 정체점 이후 스탠톤 수는 완만한 감소추세를 보이게 되는데 표면마찰계수에서 나타났던 정체점 이후 충격과 영역에서의 감소 경향은 거의 보이지 않았다.

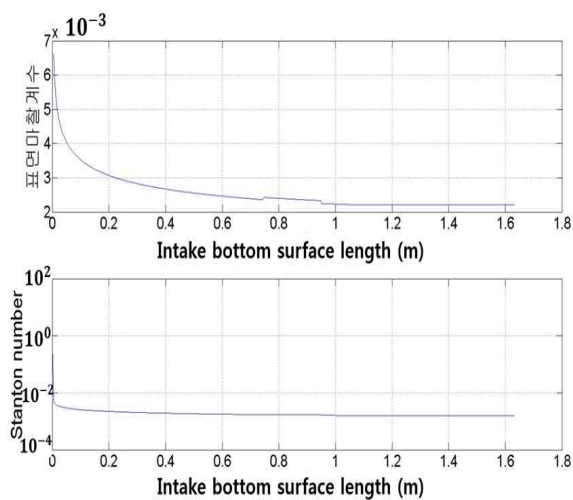


Fig. 12 Result of skin friction coefficient and Stanton number using reference enthalpy method

스탄톤 수를 기반으로 계산한 대류열전달 계수 그래프에서는 정체점 이후 완만하게 감소하는 경향을 보이며 충격과 지점에서의 변화량은 거의 나타나지 않았다. 하지만 정체점 이후 충격과의

영향으로 마하수의 두드러진 감소현상 때문에 단열벽면 온도 또한 감소하여 열 유량은 충격과 발생지점에서 불연속적인 감소현상이 나타났다.

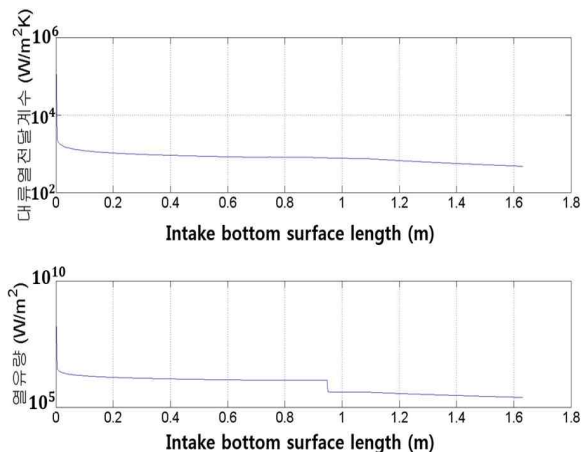


Fig. 13 Result of convective heat transfer coefficient and heat flux using reference enthalpy method

6. 결론

고속 비행체 공기 흡입관의 설계를 위해 유체-열 통합해석을 수행하였다. 연성해석의 초기 단계인 공력해석을 위해 흡입관의 원추 부분은 테일러-맥콜 방정식, 그 외 평판이라고 가정된 부분은 충격과 관계식 및 등엔트로피 유동 관계식을 적용하여 압력과 온도를 산출하였다. 이를 바탕으로 레이놀즈 상사성 이론을 적용하여 벽면의 온도 및 대류 열전달 계수를 계산하였다.

2차원 형상에 대해서 압력과 온도에 대한 고정밀도 해석 결과와 공력/열 하중 모듈을 통해 산출된 압력, 온도 값을 비교한 결과 공력/열 하중 모듈이 신뢰할 수준의 정확도를 확보함을 확인하였다.

본 연구의 참고 형상에 대한 열 하중 해석은 원추 선두부분을 정체점, 그 외 내부 및 외부 벽면을 평판으로 가정하여 해석을 수행하였다. 정체점 열 하중 해석은 페이-리델 방정식, 평판 부분은 기준 엔탈피 방정식, 반 드리스트 방정식을 이용하여 계산하였으며 정체점 이후 및 충격과 전후의 표면마찰계수와 이에 따른 대류 열전달 계수 및 열 유량의 변화를 관찰할 수 있었다.

공력/열 하중 해석 모듈을 기반으로 구조해석의 초기 입력 값을 산출하기 위한 프로그램을 개발하였다. 개발한 프로그램을 통한 공력/열 하중 값을 유한요소모델의 초기 입력 값으로 전달하여 구조해석을 수행하였으며 내열 설계에 반영하였다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소의 기초연구(과제번호:ADD-13-01-08-20/계약번호:UD130044CD) 지원과 2014학년도 건국대학교의 연구년 교원 지원에 의하여 연구되었습니다.

참고문헌

- 1) Sebastian Karl, Jan Martinez Schramm, Stuart Laurence and Klaus Hannemann, CFD Analysis of Unstart Characteristics of the HyShot II Scramjet Configuration in the HEG Shock Tunne
- 2) Andreas K. Flock, Experiment and Numerical Performance Analysis of a Self Starting, Three Dimensional SCRamjet Intake, AIAA, July, 2015
- 3) Rubesin, Morris W., A modified Reynolds analogy for the Compressible Turbulent Boundary Layer on a Flat plate, Technical note of United States, National Advisory Committee for Aeronautics, 1953
- 4) James Loundagin, Myles Baker, John Moore, M. J. Lee, Tharen Rice, Frank Alonge, The Integrated Hypersonic Aeromechanics Tool Propulsion Module, AIAA, 2004
- 5) L. Olmedo, Modified Version of the JA70 Aerodynamic Heating Computer Program H800(MINIVER) with a DISSPLA Plot Package
- 6) Peter J. Erbland, Current and Near-Term RLV/Hypersonic Vehicle Programs, RTO-EN-AVT-116, 2004
- 7) John D. Anderson Jr, Fundamentals of Aerodynamics Fifth Edition, McGraw-Hill, 2011
- 8) Robert D. Quinn, A method for calculating transient surface temperatures and surface heating rates for high speed aircraft, NASA/TP-2000-209034, 2000.
- 9) J. A. Fay, F. R. Riddell, Theory of Stagnation Point Heat Transfer in Dissociated Air, Journal of the Aeronautical Sciences, 1958
- 10) G. Simeonides, Generalized reference enthalpy formulations and simulation of viscous effects in hypersonic flow, Shock Waves, 161-172, Volume 8, 1998

11) Edward J. Hopkins, Charts for Predicting Turbulent Skin Friction from the Van Driest Method II, NASA TN D-6945, 1972