

Research Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2020.24.5.065>

스크램제트 2차원 모델의 전산해석을 이용한 3차원 비행체의 공력 모델 개발

한송이^a · 신호철^a · 박수형^{b,*}

Aerodynamic Model Development for Three-dimensional Scramjet Model Based on Two-dimensional CFD Analysis

Song Ee Han^a · Ho Cheol Shin^a · Soo Hyung Park^{b,*}

^aDepartment of Aerospace Information Engineering, Konkuk University, Korea

^bDepartment of Mechanical and Aerospace Engineering, Konkuk University, Korea

*Corresponding author. E-mail: pish@konkuk.ac.kr

ABSTRACT

On the initial design process of a scramjet vehicle such as the trajectory prediction, it is inevitable to estimate the aerodynamic performance of a three-dimensional effect. Despite the necessity of intensive computing for the three-dimensional model, it is inefficient in predicting a wide range of aerodynamic performance. In this study, an engineering model for aerodynamic performance was developed based on two-dimensional computational fluid analysis and linearized supersonic inviscid flow theory. Correspondingly, the three-dimension aerodynamic performance relations are presented based on the two-dimensional results. And the additional three-dimensional computation was performed to evaluate the adequacy for the extended relations.

초 록

3차원 스크램제트 모델의 설계과정에 있어 3차원 전산해석은 2차원 해석에 비해 상대적으로 복잡한 격자 구성과 많은 해석 시간을 요구한다. 때문에 다양한 조건에서의 3차원 모델의 성능을 확인하는 것은 쉽지 않은 일이다. 따라서 본 연구에서는 2차원 스크램제트 비행체 모델의 전산해석 결과와 비점성 초음속 선형화 이론을 기반으로 2차원 모델의 비행 조건에 따른 공력계수 및 흡입구 질량 포획률 관계식을 도출하였다. 도출된 2차원 성능 관계식과 함께 최소한의 3차원 해석을 수행하여 3차원 스크램제트 모델의 공력 계수와 흡입구 질량 포획률 관계식을 이끌어내었다. 또한 추가적인 3차원 계산을 통해 확장된 3차원 관계식들의 공력 정확도를 검증하였다.

Key Words: Hypersonic Vehicle(극초음속 비행체), Scramjet Engine(스크램제트 엔진), CFD(전산유체 역학), Aerodynamic Model(공력 모델)

Received 29 May 2020 / Revised 8 July 2020 / Accepted 14 July 2020

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

Nomenclature

M	: Mach number
α	: Angle of attack
Re	: Reynolds number
C_L	: Lift coefficient
C_D	: Total drag coefficient
\dot{m}	: Mass flow rate
MCR	: Inlet mass capture ratio
ρ	: Static density
T	: Static temperature

1. 서 론

스크램제트는 순항 미사일임에도 불구하고 Mach 5 이상의 극초음속으로 목표물을 타격하여 차세대 극초음속 미사일로 주목을 받고 있다. 로켓 엔진과는 달리 산화제로 공기를 이용하고 있기 때문에 별도의 산화제를 탑재하지 않아도 되는 장점이 있다. 또한 엔진으로 유입되는 고속의 공기는 압축기의 역할을 동시에 하는 흡입구에 의해 고온, 고압의 공기로 압축되어 초음속을 유지한 채 연소실에 이르게 된다. 이러한 특징들을 지닌 스크램제트의 성능 예측은 비행체의 전체적인 설계에 있어 매우 중요하다[1].

1950년대부터 스크램제트는 극초음속 미사일로서 성능의 장점이 이론적으로 알려져 왔고, 전세계적으로 전산해석 또는 실험을 통하여 다양한 선행 연구가 진행되었다[2]. NASA Langley Research Center에서 Engelund 등[3]은 전산유체해석 및 실험을 통하여 NASA의 Hyper-X 스크램제트 모델의 공력 모델 데이터베이스와 비행 프로파일을 구축하였다. 또한 Buning 등[4]은 Hyper-X 스크램제트 모델의 동체와 부스터의 분리 과정에서 일어나는 공력 성능 변화를 준 정상유동(quasi-steady flow) 모델로 근사하여 전산해석을 수행하였다.

국내에서는 1990년대부터 초음속 연소기 및 램 가속기에 대한 수치 연구를 시작으로 2001년에 Hyshot I, II 스크램제트 비행 시험 프로그램

에 국내 연구진들이 참가하였다. 또한 국내의 여러 연구소 및 대학을 중심으로 스크램제트 비행체 기초 연구가 수행되고 있다[5]. Lee 등[6]은 2단 추진체를 탑재한 스크램제트 비행체 개념설계를 수행하여 설계된 비행체의 목표 궤도 달성을 확인하였으며, 설계된 스크램제트 비행체 운용의 실현 가능성을 보였다. 또한 Ha 등[7]은 2차원 스크램제트 엔진에서 당량비를 변화시키며 스크램제트 모드에서 램제트 모드로 천이하는 과정을 수치해석을 이용하여 실험 결과와 비교 및 검증하였다.

국내에서 선행되었던 대부분의 스크램제트 연구는 2차원 모델을 이용하여 수행되었다. 한편, 3차원 모델의 전산해석은 격자 생성의 복잡성과 많은 해석 비용이 요구되는 단점으로 인해 2차원 모델 해석에 비해 수행된 바가 적다. 하지만 실제 스크램제트 비행체 모델이 3차원인 점을 감안하면, 2차원 해석만으로는 벽면 효과 및 유량의 측면 누출(side spillage) 등에 대한 해석에 대해 정확성이 떨어진다. 때문에 정확한 비행체 설계를 위해서는 3차원 전산해석이 가지는 단점에도 불구하고 3차원 모델을 이용한 해석이 필요하다. 따라서 보다 효율적인 해석 방법에 대한 논의가 필요하다. 본 연구에서는 3차원 해석의 단점을 보완하고 2차원 해석에 비해 더욱 정확한 공력 값과 흡입구 흡입 성능을 예측하기 위한 방안으로 3차원 공력 계수 및 흡입구 질량 포획률을 근사적으로 예측하는 방식을 적용하였다.

이 방식은 건국대학교 In-house 전산해석 코드인 KFLOW[8]를 이용한 2차원 스크램제트 모델의 전산해석 결과와 2차원 비점성 초음속 선형화 이론을 기반으로 양력·항력계수와 흡입구 질량 포획률을 고도, 마하수, 반음각에 따른 관계식으로 나타내었다. 이를 통해 추가적인 계산 없이 다양한 비행 조건에서의 2차원 비행체의 공력 및 흡입구의 유량 흡입 성능을 예측할 수 있도록 하였다. 또한 간략히 얻어진 2차원 관계식을 기반으로 3차원 스크램제트의 비행 성능을 예측 가능한 관계식을 제안하여 비행체 설계 시 3차원 전산해석에 소요되는 시간을 줄이고 2차원 공력 모델을 통해 3차원 성능 예측이 가능한

점을 보이교자 한다.

2. 수치 해석

2.1 해석 모델

본 연구에 사용된 해석 모델은 SCP- I 스크램제트 순항체 모델이며 Fig. 1은 Fig. 2의 대칭 단면의 형상과 동일하다. 비행체의 흡입구는 혼합 압축형(mixed-compression inlet)이며 2단 램프로 인해 발생하는 경사 충격파가 공기를 압축하게 된다.

2.2 수치 기법

2차원 및 3차원 정상 유동(steady flow) 해석은 정렬격자 기반의 KFLOW를 이용해 압축성 RANS(Raynolds-averaged Navier-Stokes eqns.) 계산을 수행하였다. 극초음속 유동 해석에 있어 Roe 공간 차분법[9]을 사용하였을 때 나타날 수 있는 충격파 불안정 현상과 AUSM+ 공간 차분법[10]을 사용하였을 때 속도 또는 압력 구배가 작은 지점에서 진동이 발생하는 단점 등을 보완하면서도 높은 정확도와 좋은 수렴성을 가지는 AUSMPW+ 공간 차분법을 사용하였다[11]. 시간 전진 기법으로는 DADI(Diagonalized ADI)[12]를 사용하였으며 수치 진동을 제거하고 적절한 수치 점성을 추가하기 위해 Minmod 제한자를 사용하여 계산하였다. 또한 난류 점성을 구하기 위해 박리 경계층을 잘 예측하는 $k-\omega$ SST 완전 난류 모델을 적용하였다.



Fig. 1 Schematic of two-dimensional SCP- I scramjet model.

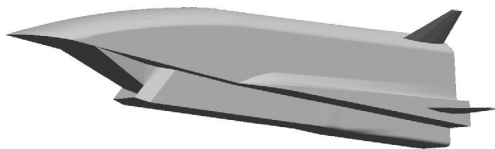


Fig. 2 Schematic of three-dimensional SCP- I scramjet model.

2.3 격자 및 해석 조건

2차원 및 3차원 해석 격자를 Fig. 3과 Fig. 4에 나타내었다. 격자 생성 시 벽면의 경계층 해석을 위해 첫 번째 격자점까지의 거리인 y^+ 의 값이 1~2가 되도록 하였다. 2차원 모델의 격자 수는 약 329,000개, 3차원 모델의 격자수는 약 22,000,000개가 사용되었다. 3차원 모델의 경우 계산의 효율성을 고려해 대칭면조건을 적용하여 형상의 절반만을 해석하였다. 원방경계조건으로 초음속 유출입 조건을 적용하였으며 모델 벽면의 경계조건은 단열벽면으로 설정하였다.

넓은 범위의 비행 조건에서의 스크램제트의 성능을 분석하기 위해 고도 20 km를 기준으로 하여 여러 케이스의 해석을 수행하였으며 Table 1에 나타나 있다.

3. 전산해석 결과 및 수식화

3.1 2차원 해석 결과

2차원 SCP-1 모델의 고도 20 km, 받음각 0도

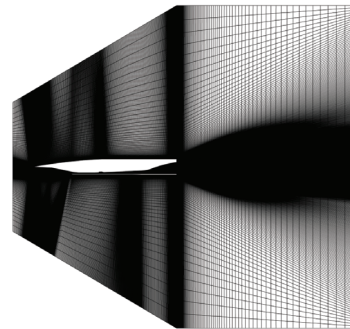


Fig. 3 Computation domain for two-dimensional SCP- I scramjet model.

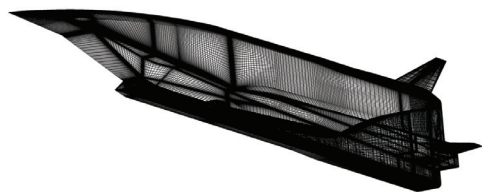


Fig. 4 Surface grid for three-dimensional SCP- I scramjet model.

Table 1. Free-stream condition.

Altitude	Mach no.	Re _L (/m)	Angle of attack
15 km	4	1.6162×10 ⁷	-4 °, -2 °, 0 °, 2 °, 4 °
	5	2.0202×10 ⁷	
	6	2.4242×10 ⁷	
20 km	4	7.3764×10 ⁶	
	5	9.2205×10 ⁶	
	6	1.1065×10 ⁷	
25 km	4	3.3023×10 ⁶	
	5	4.1278×10 ⁶	
	6	4.9534×10 ⁶	

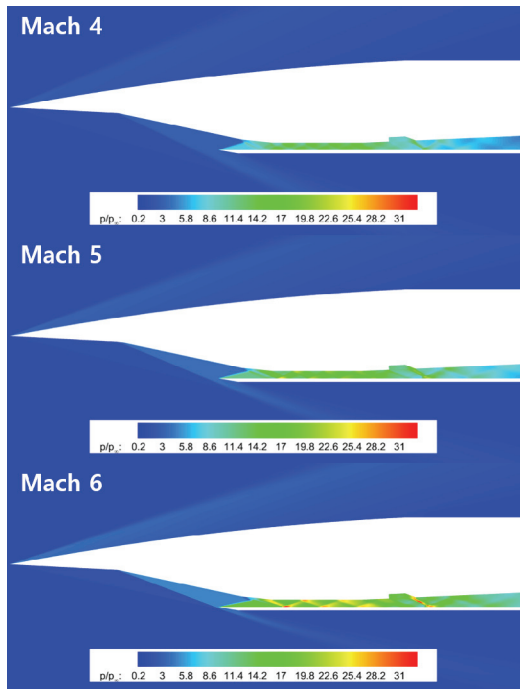


Fig. 5 Static pressure contour at flight altitude 20 km, angle of attack 0° for two dimensional model.

에서의 마하수에 따른 정압력 유동장을 Fig. 5에 나타내었다. 비행 마하수가 증가할수록 흡입구 내부 유로에 발생하는 충격파의 세기가 강해지며 더 강한 유동 압축이 이루어지는 특징을 확인할 수 있다. 또한 비행 마하수가 증가하여 shock-on-lip 조건에 가까워질수록 포획 면적비

(capture area ratio)가 1에 가까워지며 이는 흡입 질량유량의 증가를 의미한다.

Fig. 6과 Fig. 7은 2차원 SCP-1 모델의 자유류 조건에 따른 양력계수와 항력계수를 나타낸다. 양력계수는 받음각에 따라 선형적으로 변하는 것을 확인할 수 있으며 비행 마하수가 증가할수록 기울기는 작아진다. 그러나 고도 변화가 양력계수에 미치는 영향은 거의 없었다. 항력계수는 받음각 2도 부근에서 최솟값을 가지는 2차 곡선의 경향성을 가지며 고도가 높아짐에 따라 압력 항력계수의 감소량에 비해 마찰 항력계수가 더 크게 증가하여 총 항력계수는 증가하게 된다. 또한 받음각에 따른 항력계수의 개형은 고도에 따라 변하지 않고 일정한 오프셋만큼 차이를 가지는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 8은 자유류 조건에 따른 2차원 SCP-1 모델 흡입구의 질량 포획률(inlet mass capture ratio, MCR) 변화이다. 스크램제트는 공기를 산화제로 사용하므로 흡입구의 공기 흡입 성능은 엔진의 성능과도 직결되며 이는 비행체의 전체적인 비행 성능과도 연관된다. 본 연구에서는 흡입구의 흡입 성능 지표를 흡입구 질량 포획률로 나타내었다. 질량 포획률은 실제 흡입된 질량유량과 흡입구가 흡입할 수 있는 최대 질량유량의 비로 정의하며 Eq. 3과 같다. 이 때 Eq. 2의 A_c 는 받음각에 따라 질량유량을 최대 흡입하였을 때의 포획 면적(capture area)을 의미한다.

$$\dot{m} = \iint_A \rho(\vec{V} \cdot \vec{n}) dA \quad (1)$$

$$\dot{m}_\infty = \rho_\infty A_c V_\infty \quad (2)$$

$$MCR = \frac{\dot{m}_{\infty \leq t}}{\dot{m}_\infty} \quad (3)$$

해석 결과에 따르면 질량유량은 받음각과 마하수에 따라 증가하나, 고도에 따른 밀도 감소로 인해 고고도일수록 흡입 유량은 감소하였다. 그러나 질량 포획률은 고도에 따라서 큰 차이를 보이지 않았으며 비행 마하수가 낮을수록, 받음각이 커질수록 포획률이 감소하는 경향을 확인할 수 있다.

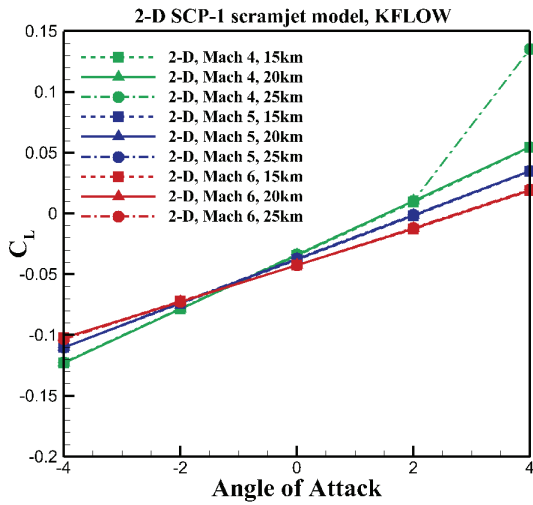


Fig. 6 Aerodynamic results: lift coefficient of 2-D SCP- I model.

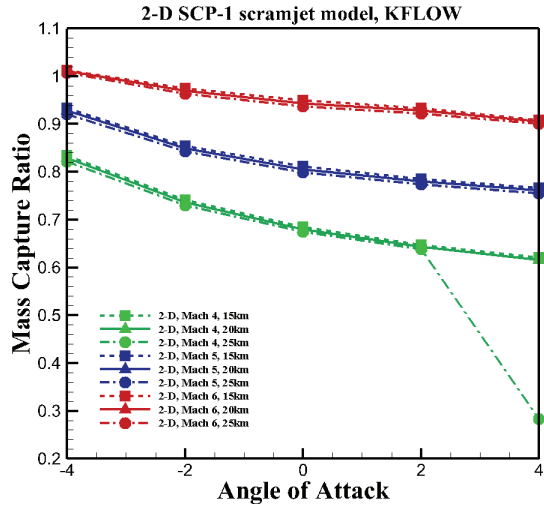


Fig. 8 Aerodynamic results: inlet mass capture ratio of 2-D SCP- I model.

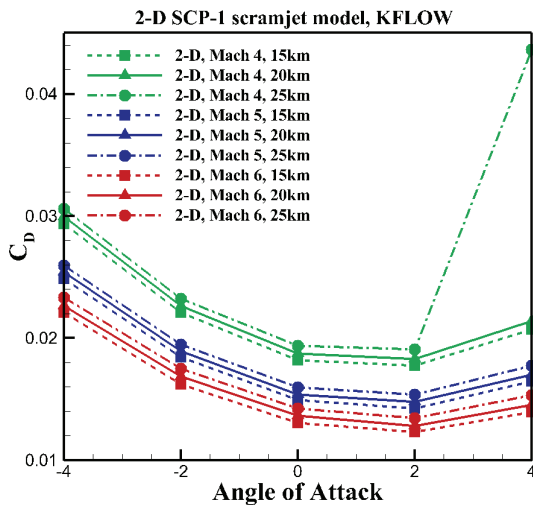


Fig. 7 Aerodynamic results: drag coefficient of 2-D SCP- I model.

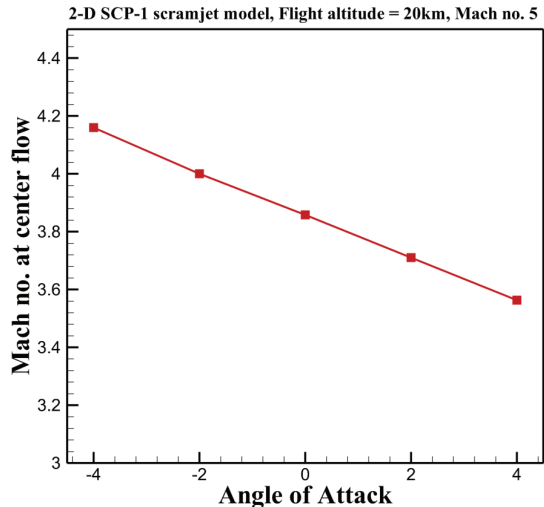


Fig. 9 Mach number at center flow for flight altitude 20 km, flight Mach no. 5.

한편, 공기역학적 특성에 의해 경계층의 두께는 유동의 밀도가 낮을수록, 유속이 느릴수록 증가한다. Fig. 9에 나타난 것과 같이 받음각이 증가할 때 흡입구로 유입되는 유동의 마하수가 감소함을 확인할 수 있었다. 그렇기 때문에, 고도와 받음각이 증가할수록 경계층의 두께 또한 증가하여 흡입구 내부유로의 유효면적이 감소한다. 특히 고도 25 km, 마하수 4, 받음각 4도의 해석

조건에서 램프면에 박리 거품이 급격히 커지며 카울 전단에 궁형 충격파가 발생했다. 해당 궁형 충격파는 박리 거품과 상호작용을 일으키며 불안정한 흡입구 유동 진동 현상을 일으켰다[13]. 이를 통해 해당 조건에서 흡입 유량에 비해 유효 면적이 크게 감소하여 흡입구 질식(inlet choking) 현상이 발생하였음을 알 수 있다. 이러한 흡입구 유동 불안정성은 비행체의 공력 불안

정성의 원인이 되며 급격한 양력 계수 감소 및 항력 계수의 증가, 그리고 흡입 유량의 감소를 야기한다.

3.2 공력 계수의 수식화 및 검증

초음속 선형화 이론

2차원 비점성 초음속 유동의 선형화 이론[14]에 의해 선형화된 압력 계수는 다음과 같은 관계로 나타낼 수 있다.

$$C_p \propto (M^2 - 1)^{-1/2} \quad (3)$$

또한 선형화 이론에 의하여 비점성 초음속 유동에서 작은 받음각을 가지는 얇은 익형 위의 양력 계수와 조파 항력 계수는 아래와 같은 관계를 가진다.

$$c_l \propto \frac{\alpha}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}} \quad (4)$$

$$c_d \propto \frac{\alpha^2}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}} \quad (5)$$

따라서 이러한 2차원 이론 기반의 근사적 접근을 통하여 비행체의 공력 계수를 고도, 마하수, 받음각에 대한 함수로 가정하고 얻어진 2차원 해석 결과를 커브 피팅(curve-fitting)하여 수식화를 진행하였다. 도출된 2차원 수식들은 비행체의 초기 설계 단계에서 이용될 수 있으며 3차원 공력 계수 예측을 하는데 기반이 된다. 즉, 2차원 비점성 초음속 유동 선형화 이론이 3차원 모델의 공력 성능 예측에 사용될 수 있음을 보이고자 한다. 이 때 데이터 커브피팅 및 2차원, 3차원 수식화 과정에서 흡입구 질식 현상은 고려하지 않았다.

2차원 양력 계수의 수식화

$$C_{L2D} = \frac{A_{c_{l2D}}}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}} (\alpha + B_{c_{l2D}}) \quad (6)$$

먼저 양력계수의 경우, 받음각에 대한 1차식으로 나타낼 수 있으며 2차원 SCP-I 단면 모델의 양력계수를 Eq. 6으로 나타낼 수 있다.

전산해석 결과로부터 커브 피팅을 이용한 양력 계수의 받음각에 대한 1차식은 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$C_{L2DM=4} = 0.0222\alpha - 0.0345 \quad (7)$$

$$C_{L2DM=5} = 0.0181\alpha - 0.0380 \quad (8)$$

$$C_{L2DM=6} = 0.0151\alpha - 0.0421 \quad (9)$$

따라서 2차원 SCP-1 스크램제트 모델의 양력 계수는 다음과 같이 마하수와 받음각에 따른 관계식으로 나타낼 수 있으며, 2차원 SCP-I 단면 모델의 양력 계수 기울기는 선형화 이론에 의해 $(M^2 - 1)^{-1/2}$ 에 비례하는 것을 확인할 수 있다.

$$C_{L2D} = \frac{0.087}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}} [\alpha - \sqrt{M_\infty^2 - 1} (0.044M + 0.22)] \quad (10)$$

3차원 양력 계수의 수식화

3차원 SCP-I 모델의 양력 계수를 2차원 양력 계수 관계식(6)과 초음속 선형화 이론을 기반으로 비행 마하수와 받음각에 따른 관계식으로 나타내기 위하여 다음의 받음각에 따른 1차식으로 가정하였다.

$$C_{L3D} = A_{c_{l3D}} (M_\infty^2 - 1)^k (\alpha + B_{c_{l3D}}) \quad (11)$$

3차원 모델의 핀과 동체의 양력면을 고려하여 기울기는 $(M^2 - 1)^k$ 로 가정하였다. 1차식의 기울기와 상수항을 구하기 위하여 고도 20 km 조건에서 비행 마하수 4, 5, 6일 때, 받음각 0, 2도에 대하여 3차원 전산해석을 수행하였다. 받음각에 따라 양력 계수는 선형적으로 변하므로 기울기를 알 수 있는 최소한의 받음각 케이스에서 해석이 수행되었다. 2차원 유동에서 k 의 값은 Eq. 6과 같이 초음속 선형화 이론에 의해 -0.5를 가진 반면에 3차원 유동은 k 의 값에 보정이 필요

하였다. $A_{c_{i,3D}}$ 는 해석에서 사용된 기준 면적에 의해 Eq. 10과는 수정된 값이 적용되었다. $B_{c_{i,3D}}$ 또한 Eq. 10과 같은 꼴로 나타낼 수 있으므로 3차원 해석 결과에 의해 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$A_{c_{i,3D}} \simeq 0.048 \quad (12)$$

$$k \simeq -0.25 \quad (13)$$

$$B_{c_{i,3D}} \simeq -\sqrt{M_\infty^2 - 1} (0.044M - 0.06) \quad (14)$$

해당 관계식이 3차원 SCP- I 모델의 양력 계수 예측에 적합한지를 확인하기 위하여 고도 15 km와 25 km 그리고 다양한 받음각에서의 추가 해석을 수행하였다.

3차원 SCP- I 모델의 고도 20 km, 받음각 0도 일 때 해석 모델의 대칭면에서의 마하수에 따른 정압력 유동장을 Fig. 10에 나타내었다. 앞서 수행한 2차원 결과와 마찬가지로 비행 마하수가 증가할수록 유동 압축이 강해지는 것을 확인할

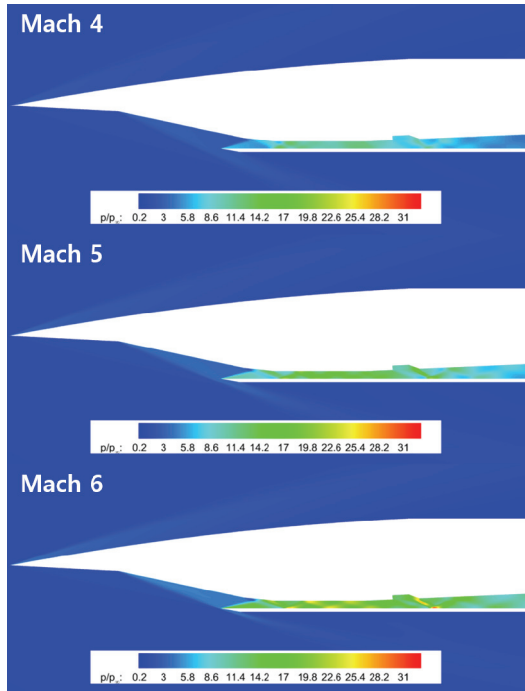


Fig. 10 Static pressure contour at flight altitude 20 km, angle of attack 0° for three dimensional model.

수 있다. 또한 3차원적 형상의 요인인 측벽 (sidewall)으로 인해 추가적인 유량 누출이 발생하여 2차원 모델에 비해 흡입 질량유량이 상당히 감소한 것을 확인하였다. 비행 고도 25 km, 마하수 4, 받음각 4도 해석조건일 때 2차원 해석에서 발생한 흡입구 유동 불안정성은 동일 조건의 3차원 해석에서는 발생하지 않았다. 이는 측벽 경계층으로 인해 유효 면적이 감소하였지만, 흡입 질량유량의 감소의 영향이 더 컸기 때문에 흡입구 유동 질식 현상이 발생하지 않았다.

Fig. 11에 비행 고도 20 km에서의 3차원 SCP- I 모델 양력 계수의 KFLOW를 통한 해석 결과와 관계식(11)의 결과를 받음각에 따라 함께 나타내었다. KFLOW와 관계식 간의 오차는 5% 이내로, 해석 범위 내에서 유의미한 예측 값을 가짐을 알 수 있다. 2차원 결과와 마찬가지로 3차원 양력 계수 또한 고도에 영향을 받지 않음을 확인하였다. 또한 3차원 양력 계수의 경우, 2차원의 결과와 달리 기울기가 $(M^2 - 1)^{-1/4}$ 에 비례하는 것을 확인하였다. 이는 Eq. 11을 가정할 때 고려하였던 SCP- I 모델 형상의 양력면과 핀에 의해 영향을 받은 것으로 보인다.

2차원 항력 계수의 수식화

$$C_{D2D} = \frac{A_{c_{i,2D}}}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}} \alpha^2 + B_{c_{i,2D}} \alpha + C_{c_{i,2D}} \quad (15)$$

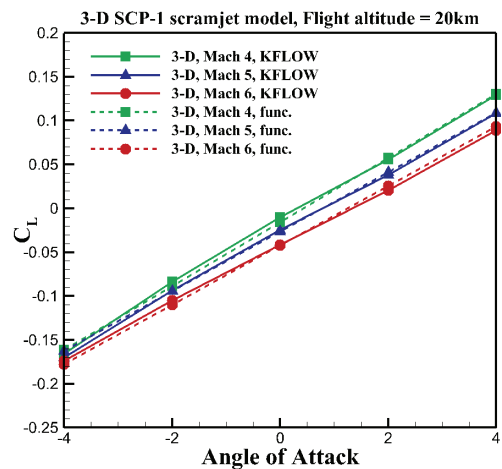


Fig. 11 Aerodynamic results: lift coefficients of 3-D SCP- I model.

선형화 이론에 의해 항력계수는 받음각에 대한 2차식으로 나타낼 수 있고 2차원 SCP-I 단면 모델의 항력계수는 Eq. 15와 같이 가정하였다.

전산해석 결과로부터 커브 피팅을 이용하여 얻은 2차식의 계수 값들은 다음과 같다.

$$A_{c_{i,2D}} \approx [0.7(M_\infty - 4) + 17] \times 10^{-4} \quad (16)$$

$$B_{c_{i,2D}} \approx -0.001 \quad (17)$$

$$C_{c_{i,2D}} \approx \frac{0.1}{M_\infty^{0.65} (Re_\infty)^{0.05}} \quad (18)$$

이로부터 2차원 SCP-I 단면 모델의 항력계수의 곡률은 $(M^2 - 1)^{-1/2}$ 과 비행 마하수에 대한 1차식의 곱에 따라 결정됨을 알 수 있다. 또한 앞서 수행한 2차원 결과의 Fig. 7로부터 항력 계수가 고도에 따라 일정 간격으로 변화하는 것을 확인하였다. 이로부터 고도 효과가 받음각 변화와는 독립적이며 상수항으로 나타낼 수 있음을 알 수 있다. 따라서 항력 계수와 레이놀즈 수 간의 관련성[15]을 고려하여 고도 효과를 나타내기 위해 상수항에 레이놀즈 무차원 계수를 적용시킬 수 있다.

3차원 항력 계수의 수식화

3차원 SCP-I 모델의 항력 계수를 2차원 항력 계수 관계식(15)과 초음속 선형화 이론을 기반으로 비행 마하수와 받음각, 그리고 레이놀즈 수에 따른 관계식으로 나타내기 위하여 다음의 받음각에 따른 2차식으로 가정하였다.

$$C_{D,3D} = A_{c_{i,3D}} (M_\infty^2 - 1)^k \alpha^2 + B_{c_{i,3D}} \alpha + C_{c_{i,3D}} \quad (19)$$

위 2차식의 계수들을 구하기 위해 앞서 수행된 최소한의 3차원 해석 결과와 비행 마하수 5, 받음각 0도에서 고도 15 km, 25 km의 두 케이스를 추가적으로 계산하였다. 앞서 수행한 3차원 양력 계수 수식화 과정과 같이 3차원 해석 결과에 따라 Eq. 16-18의 계수 값들에 보정이 적용되었으며 k 의 값은 -0.5를 따라감으로서 2차원 초음속 선형화 이론이 3차원 항력 계수에도 동일

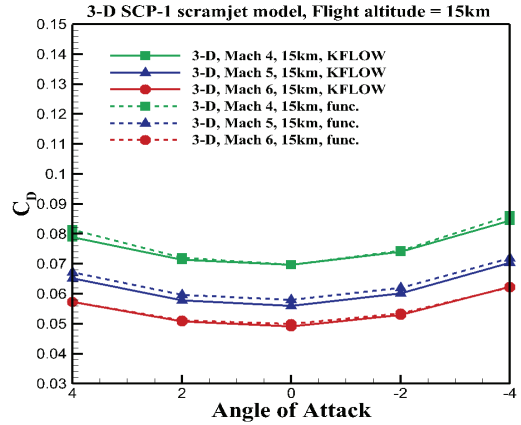


Fig. 12 Aerodynamic results: drag coefficient of 3-D SCP-I model at flight altitude 15 km.

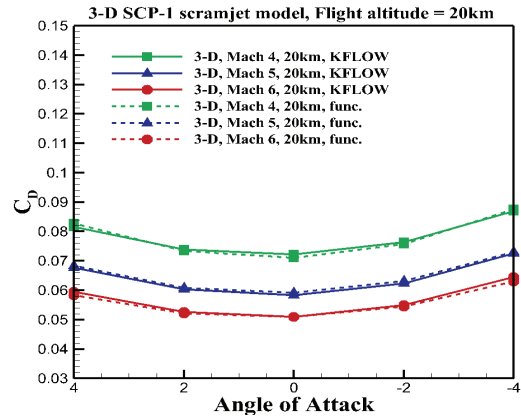


Fig. 13 Aerodynamic results: drag coefficient of 3-D SCP-I model at flight altitude 20 km.

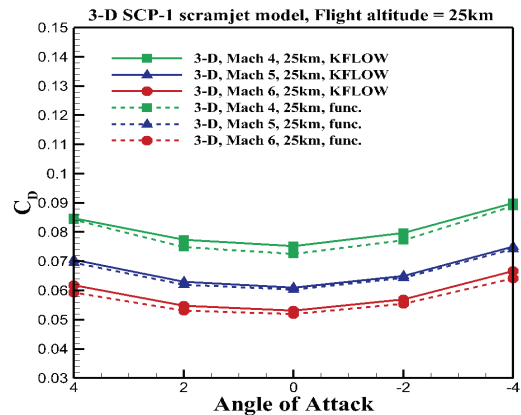


Fig. 14 Aerodynamic results: drag coefficient of 3-D SCP-I model at flight altitude 25 km.

하게 적용될 수 있음을 보였다. 따라서 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$A_{c_{43D}} \approx 0.5 A_{c_{42D}} \quad (20)$$

$$k \approx -0.5 \quad (21)$$

$$B_{c_{43D}} \approx 0.15 B_{c_{42D}} \quad (22)$$

$$C_{c_{43D}} \approx \frac{0.08}{M_{\infty}^{0.85} (Re_{\infty})^{0.025}} \quad (23)$$

위의 계수 값들이 3차원 SCP-I 모델의 항력 계수 예측에 적합한지 확인하기 위하여 추가로 3차원 해석을 수행하였다. Fig. 12~14에 고도 15 km, 20 km 그리고 25 km에서의 해석 결과와 Eq. 20-23의 계수 값들을 적용하여 예측한 항력계수 값을 함께 나타내었다. 예측된 항력계수 값들은 KFLOW의 결과와 약 최대 3.5%의 오차를 보였으며 특히 고도 20 km에서 1% 이내의 오차 값을 가지며 3차원 SCP-I 모델의 항력계수 예측에 Eq. 19가 유의미하게 사용될 수 있음을 확인하였다. 이 때 3차원 양력계수의 기울기 $(M^2-1)^{-1/4}$ 에 비례하는 것과 달리 3차원 항력계수의 곡률은 2차원 항력계수의 곡률과 동일한 $(M^2-1)^{-1/2}$ 에 비례하였다. 그리고 오로지 고도 효과는 상수항에 의해서만 결정되는데, 이는 앞서 2차원 해석 결과와 마찬가지로 3차원 항력계수 또한 고도는 받음각의 변화와는 독립적인 것을 알 수 있다.

3.3 흡입 질량포획율의 수식화

앞서 공력 계수를 수식화하여 3차원 SCP-I 모델의 성능 예측을 수행하였다. 스크램제트는 공기흡입식 비행체로서 비행체의 공력 성능뿐만 아니라 흡입구의 유량 흡입 성능을 파악하는 것도 또한 필수적이다. 본 절에서는 공기역학 이론을

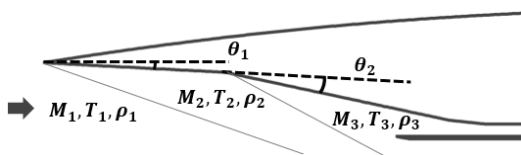


Fig. 15 Schematic of 2-D scramjet inlet.

기반으로 2차원 SCP-I 모델 흡입구 질량 포획률을 수식화하고 이를 통해 3차원 SCP-I 모델 흡입구의 질량 포획률 예측 또한 수행하고자 한다.

2차원 흡입구 질량 포획률의 수식화

Fig. 15에 2차원 스크램제트 흡입구의 개략도와 충격과 전후의 유동을 함께 나타내었다. 질량 유량의 정의와 $U = Ma$, $a = \sqrt{\gamma RT}$ 으로부터 다음의 관계가 성립한다.

$$\dot{m} \propto \rho M \sqrt{T} \quad (24)$$

해석 모델의 흡입구 내부로 유입되는 유동은 두 번의 경사충격파를 지나며 Fig. 15의 3번의 상태에 이르게 된다. 이 상태의 유동이 흡입구 내부 유로가 시작되는 지점의 상태와 같으며, 앞서 수행한 2차원 전산해석 결과로부터 흡입구의 질량유량은 받음각에 따라 선형적으로 변화함을 확인할 수 있었다. 따라서 2차원 SCP-I 단면 모델의 흡입구 질량유량은 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$MCR_{2D} = \frac{A_{m_{2D}}}{m_{\infty}} \rho_3 M_3^2 \sqrt{T_3} (\alpha + B_{m_{2D}}) \quad (25)$$

2차원 전산해석 결과를 커브 피팅하여 계수 $A_{m_{2D}}$ 와 $B_{m_{2D}}$ 을 각각 구하면 다음과 같다.

$$A_{m_{2D}} = 0.006 M_3 \quad (26)$$

$$B_{m_{2D}} = \frac{61}{M_3} \quad (27)$$

그러므로 Eq. 25는 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$MCR_{2D} = \frac{0.006}{m_{\infty}} \rho_3 M_3^2 \sqrt{T_3} \left(\alpha + \frac{61}{M_3} \right) \quad (28)$$

이로부터 흡입구 질량유량 및 질량 포획률은 흡입구 내부유로로 유입되기 직전의 유동 상태

에 직접적인 영향을 받는 것을 확인할 수 있다. 또한 흥미로운 것은 고도 효과가 레이놀즈 수로 표현되는 항력 계수와는 달리, 흡입 유량은 열역학적 성질로 표현된다는 것이다.

3차원 흡입구 질량 포획률의 수식화

Eq. 28을 기반으로 3차원 흡입구의 질량유량 또한 받음각에 따라 선형적으로 변화한다고 할 때, 3차원 흡입구 질량 포획률을 다음의 Eq. 29로 가정할 수 있다.

$$MCR_{3D} = \frac{A_{m_{3D}}}{m_{\infty}} \rho_3 M_3^2 \sqrt{T_3} (\alpha + B_{m_{3D}}) \quad (29)$$

앞서 수행되었던 최소한의 3차원 해석 결과에 의해 Eq. 29에 해당하는 계수 값은 아래와 같다.

$$A_{m_{3D}} = 0.0044 M_3 \quad (30)$$

$$B_{m_{3D}} = \frac{61}{M_3^{0.85}} \quad (31)$$

계수 값들을 Eq. 29에 대입하면 3차원 SCP-I 모델의 흡입구 질량 포획률 관계식은 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$MCR_{3D} = \frac{0.0044}{m_{\infty}} \rho_3 M_3^2 \sqrt{T_3} (\alpha + \frac{61}{M_3^{0.85}}) \quad (32)$$

Eq. 32가 실제 3차원 SCP-I 모델의 흡입구 질량 포획률 예측에 적용 가능한지 확인하기 위하여 다양한 조건에서의 3차원 해석을 수행하였으며 Fig. 16~18에 고도, 마하수 그리고 받음각에 따른 질량 포획률을 나타내었다.

해석 결과와 Eq. 32를 통해 예측된 값 간의 오차는 고도 25 km의 비행 마하수 5, 받음각 -4도일 때 약 5.02%로 가장 정확도가 낮았다. 그러나 해당 케이스 이외에는 3% 이내의 오차를 보여 2차원 예측 모델이 3차원 흡입구 질량 포획률 예측에 사용될 수 있음을 확인하였다.

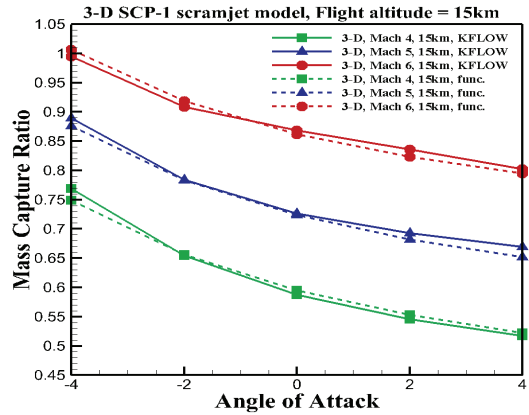


Fig. 16 Aerodynamic results: inlet mass capture ratio of 3-D SCP-I model at flight altitude 15 km.

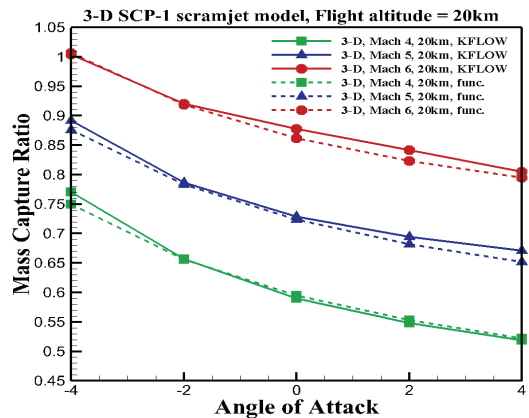


Fig. 17 Aerodynamic results: inlet mass capture ratio of 3-D SCP-I model at flight altitude 20 km.

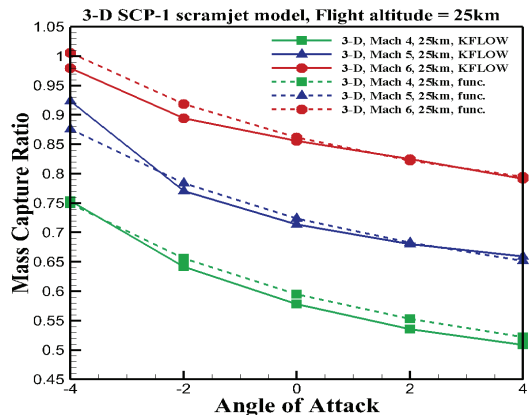


Fig. 18 Aerodynamic results: inlet mass capture ratio of 3-D SCP-I model at flight altitude at 25 km.

4. 결 론

2차원 전산해석을 통해 다양한 비행 조건에 따른 SCP-I 단면 모델의 공력 계수와 흡입구 질량 포획률을 구하고 이를 공기역학적 이론을 기반으로 하여 마하수와 받음각에 따른 관계식으로 나타내었다. 해당 관계식들을 기반으로 3차원 SCP-I 모델의 성능 변수를 예측하기 위하여 최소한의 3차원 전산해석을 수행하였고, 3차원 모델에 적용 가능한 관계식을 이끌어내었다. 도출된 관계식들이 3차원 SCP-I 모델의 성능 예측에 실제로 적용 가능한지 확인하기 위해 2차원 해석과 동일한 케이스 수의 해석을 수행하고 비교하였다. 비교 결과, 3차원 모델에서의 공력 계수 및 흡입구 질량 포획률 관계식과 KFLOW의 결과 간 오차는 최대 약 5%였으며 관계식에 따른 예측 값은 해석 결과의 경향성과도 일치했다. 따라서 본 해석에서 도출된 3차원 관계식들은 SCP-I 스크램제트 모델의 초기 설계 과정에 있어 2차원 해석결과를 바탕으로 3차원 모델 성능을 근사적으로 파악하는데 유용할 것이다.

그러나 실용적 유용성에도 불구하고 검증 영역 외에는 관계식의 정확도를 확인할 수 없는 한계점이 있다. 또한 흡입구 유동 질식이나 경계층 박리와 같은 이유로 갑작스럽게 경계층 두께가 두꺼워지는 등의 경우는 예측에 어려움이 존재한다.

후 기

본 연구는 스크램제트 복합추진시스템 특화연구실 과제(과제코드:16-106-501-035)의 지원을 받아 수행하였으며, 이에 감사드립니다.

References

1. Murthy, S.N.B. and Curran, E.T., *Scramjet propulsion*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virginia, U.S.A., 2001.
2. Curran, E.T., "Scramjet engines: the first forty years," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, No. 6, pp. 1138-1148, 2001.
3. Engelund, W.C., Holland, S.D., Cockrell, Jr C.E. and Bittner, R.D., "Aerodynamic database development for the hyper-X airframe-integrated scramjet propulsion experiments," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 38, No. 6, pp. 803-810, 2001.
4. Buning, P.G., Wong, T.C., Dilley, A.D. and Pao, J.L., "Computational fluid dynamics prediction of hyper-x stage separation aerodynamics," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 38, No. 6, pp. 820-827, 2001.
5. Won S.H., Jeong, I.S. and Kim, J.S., "Overview on hypersonic scramjet engine developments," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 9, No. 1, pp. 67-83, 2005.
6. Lee, K.J, Kang, S.H., Yang, S.S. and Park, C., "Conceptual design study of two-stage hypersonic scramjet vehicle," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 16, No. 1, pp. 16-24, 2012.
7. Ha, J.H., Das, R., Ladeinde, F., Kim, T.H. and Kim H.D., "Numerical study on mode transition in a scramjet engine," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 21, No. 6, pp. 21-31, 2017.
8. Park, S.H. and Kwon, J.H., "Implementation of $k-\omega$ turbulence models in an implicit multigrid method," *AIAA journal*, Vol. 42, No. 7, pp. 1348-1357, 2004.
9. Roe, P.L., "Approximate Riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes," *Journal of computational physics*, Vol. 43, No. 2, pp. 357-372, 1981.
10. Liou, M.S., "A sequel to AUSM: AUSM+," *Journal of computational physics*, Vol. 129, No. 2, pp. 364-382, 1996.

11. Kim, K.H., Kim, C. and Rho, O.H., "Methods for the accurate computations of hypersonic flows: I. AUSMPW+ scheme," *Journal of Computational Physics*, Vol. 174, No. 1, pp. 38-80, 2001.
12. Sung, C.H., Park, S.H. and Kwon, J.H., "Multigrid Diagonalized-ADI method for compressible flows," 15th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, pp. 2556, 2001.
13. Tan, H.J., Sun, S. and Yin, Z.L., "Oscillatory flows of rectangular hypersonic inlet unstart caused by downstream mass-flow choking," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 25, No. 1, pp. 138-147, 2009.
14. Anderson, J.D., *Fundamentals of aerodynamics*, 5th ed., McGraw-Hill Education, New York, N.Y., U.S.A., 2010.
15. Bailey, A.B., and Hiatt, J., "Sphere drag coefficients for a broad range of Mach and Reynolds numbers," *AiAA Journal*, Vol. 10, No. 11, pp. 1436-1440, 1972.