



저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 [이용허락규약\(Legal Code\)](#)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

[Disclaimer](#)

공학석사 학위논문

우주비행기 지구재돌입 최적궤적
및 열전달량 해석연구

Numerical Study on Optimal Trajectory and
Heat Flux Analysis of Re-Entering Spacecraft

2020년 8월

서울대학교 대학원

항공우주공학과

김도훈

우주비행기 지구재돌입 최적궤적 및 열전달량 해석연구

Numerical Study on Optimal Trajectory and Heat Flux
Analysis of Re-Entering Spacecraft

지도교수 김 규 홍

이 논문을 공학석사 학위논문으로 제출함

2020년 8월

서울대학교 대학원

항공우주공학과

김 도 훈

김도훈의 공학석사 학위논문을 인준함

2020년 6월

위원장 李 管 中 
부위원장 金 奎 張 
위 원 李 福 植 

초 록

본 논문에서는 재돌입 궤적 최적화 연구들과 관련된 문헌들을 조사하고 그를 바탕으로 해석 프로세스를 세워 연구를 수행하였다. 열차폐시스템을 설계하기 위해서는 크게 궤적 해석, 열공력 해석, 소재 특성을 반영한 구조 열거동 해석의 세 단계의 해석 절차가 진행되어야 한다. 이에 기반하여 본 논문에서는 생존성 분석 프로그램을 이용한 최적 궤적 도출 및 특정 해석 시점을 선정해 CFD 해석을 통한 열전달량 분포 해석을 수행하였다. 일반적으로 궤적 최적화 연구들은 우주비행기 선두부 열전달량만을 목적함수로 두고 궤적 최적화를 진행하는 경우가 많지만 소재 특성을 고려하여 효율적인 열차폐소재 배치를 위해서는 우주비행기 형상 전체에 대한 열전달량 분포를 해석할 필요가 있다. 생존성 분석 프로그램으로는 SAPAR를 사용하였고 이를 개선해 modified Newtonian method를 이용하여 임의의 우주비행기 형상에 대해 적은 계산 비용으로 공력 해석이 가능하게 하였으며, 근사식을 이용해 선두부 열전달량을 예측 가능하도록 하였다. 또한, 뱅크각 변화를 반영할 수 있도록 SAPAR를 개선해 뱅크각이 궤적 설계에 미칠 수 있는 영향을 분석하였다. Space Shuttle과 X-37B 형상에 대해 SAPAR 결과를 도출한 후, CFD 해석을 수행하였으며 선두부 이외에도 날개 leading edge, 미익 등에서도 높은 열전달량이 발생할 수 있음을 확인했고 충격과 겹침 가능성에 대해서도 확인했다.

주요어 : 극초음속유동, 수치해석, 열차폐시스템, 우주비행기, 지구재돌입, 최적 궤적

학 번 : 2018-23090

목 차

제 1 장 서론.....	1
제 1 절 열차폐시스템	1
제 2 절 재돌입 과정	3
제 3 절 관련 연구 동향 및 연구 배경	6
제 2 장 이론적 배경.....	13
제 1 절 SAPAR	13
제 2 절 CFD	18
제 3 장 연구 내용	26
제 1 절 SAPAR를 이용한 궤적 해석	26
제 2 절 CFD를 이용한 열전달량 분포 해석	43
제 4 장 결론 및 향후 과제.....	51
참고문헌.....	53
Abstract.....	56

표 목차

[표 1] 지구재돌입 궤적 제한조건.....	7
[표 2] 각국의 생존성 분석 프로그램.....	11
[표 3] Space Shuttle 형상 정보.....	27
[표 4] 재돌입 궤적 계산 초기 조건.....	27
[표 5] 문헌과의 데이터 비교(1).....	29
[표 6] 궤도경사각 조건이 바뀐 재돌입 궤적 해석 초기 조건.....	32
[표 7] 문헌과의 데이터 비교(2).....	35
[표 8] 뱅크각 profile 반영 해석 초기 조건.....	36
[표 9] 문헌과의 데이터 비교(3).....	38
[표10] X-37B 형상 정보.....	38
[표11] X-37B 고정 뱅크각 궤적 해석 초기 조건.....	39
[표12] 뱅크각 변화를 반영한 X-37B 궤적 해석 초기 조건 ..	40
[표13] Space Shuttle CFD 해석조건.....	44
[표14] Space Shuttle 해석 유동 조건.....	44
[표15] X-37B CFD 해석조건.....	47
[표16] X-37B 해석 유동 조건.....	48

그림 목차

[그림 1] OV-102 열차폐시스템	1
[그림 2] 일반적인 열차폐시스템 열해석 과정	2
[그림 3] Space Shuttle 재돌입 과정.....	4
[그림 4] 다양한 형태의 HAC	5
[그림 5] 속력 및 고도에 따른 여러 경계들과 비행 가능한 재돌입체적	6
[그림 6] VEGA VV04 Poster	8
[그림 7] IXV 제어 변수 결과 및 제어 구조	8
[그림 8] IXV 최대 Heat Flux 결과 분포	9
[그림 9] X-33 by Lockheed Martin - CG	10
[그림10] X-33의 속도-고도 그래프 및 시간에 따른 열전달량 그래프.....	10
[그림11] SAPAR 해석 순서도	12
[그림12] Newtonian theory 적용을 위한 shadow panel 판별 모식도.....	14
[그림13] Space Shuttle 형상.....	26
[그림14] 받음각과 뱅크각	27
[그림15] 뱅크각 0도일 때의 Space shuttle 시간-고도/뱅크각 그래프.....	28
[그림16] 뱅크각 0도일 때의 Space shuttle 시간-고도/Heat Flux 그래프.....	28
[그림17] 뱅크각 55도일 때의 Space shuttle 시간-고도/뱅크각 그래프.....	30
[그림18] 뱅크각 55도일 때의 Space shuttle 시간-고도/Heat Flux 그래프.....	30
[그림19] 궤도경사각	32
[그림20] 경사각 28.5도, 뱅크각 0도일 때의 Space shuttle 시간-고도/뱅크각 그래프.....	33
[그림21] 경사각 28.5도, 뱅크각 0도일 때의 Space shuttle 시간-고도/Heat Flux 그래프.....	33
[그림22] 경사각 28.5도, 뱅크각 55도일 때의 Space shuttle 시간-고도/뱅크각 그래프.....	34
[그림23] 경사각 28.5도, 뱅크각 55도일 때의 Space shuttle 시간-고도/Heat Flux 그래프.....	34
[그림24] 문헌과의 궤적 비교	35
[그림25] 재돌입 시간에 따른 일반적인 Space Shuttle의 고도, 받음각, 뱅크각 profile.....	35

[그림26] 뱅크각 변화를 반영한 Space shuttle 시간-고도/뱅크각 그래프.....	37
[그림27] 뱅크각 변화를 반영한 Space shuttle 시간-고도/Heat Flux 그래프.....	37
[그림28] X-37B 형상.....	38
[그림29] 고정 뱅크각 6도의 X-37B 시간-고도/뱅크각 그래프.....	39
[그림30] 고정 뱅크각 6도의 X-37B 시간-고도/Heat Flux 그래프.....	40
[그림31] 뱅크각 변화를 반영한 X-37B 시간-고도/뱅크각 그래프.....	41
[그림32] 뱅크각 변화를 반영한 X-37B 시간-고도/Heat Flux 그래프.....	41
[그림33] Space Shuttle SAPAR 결과 그래프 중 해석 시점 ..	43
[그림34] Space Shuttle Pressure - Cp Contour	45
[그림35] Space Shuttle T - Heat Flux Contour.....	45
[그림36] Space Shuttle 세 단면에서의 충격과 발달 양상	46
[그림37] X-37B SAPAR 결과 그래프 중 해석 시점	47
[그림38] X-37B Pressure - Cp Contour	49
[그림39] X-37B T - Heat Flux Contour	49
[그림40] X-37B 세 단면에서의 충격과 발달 양상	50

제 1 장 서 론

제 1 절 열차폐시스템

지구재돌입 과정의 우주비행기나 재돌입 캡슐 등과 같이 극초음속으로 비행하는 물체는 비행과정에서 극심한 공력하중을 받게 된다. 이 때, 공력 가열에 의해 극초음속 비행체 표면 주변으로 수천 K 이상의 고온 유동 환경이 발생한다. 열차폐시스템은 이러한 외부 공력 가열로부터 비행체를 보호하는 역할을 한다. 재돌입 시의 열공력 예측을 통한 TPS 설계 최적화는 우주비행기 설계의 핵심 요소 중 하나이다.

열차폐시스템은 우주비행기 중량의 상당 부분을 차지한다. 우주왕복선의 경우 전체 중량의 약 15-20%, 재돌입 캡슐의 경우 전체 중량의 30-40% 정도이다. 일반적으로 우주비행기의 크기가 작을수록

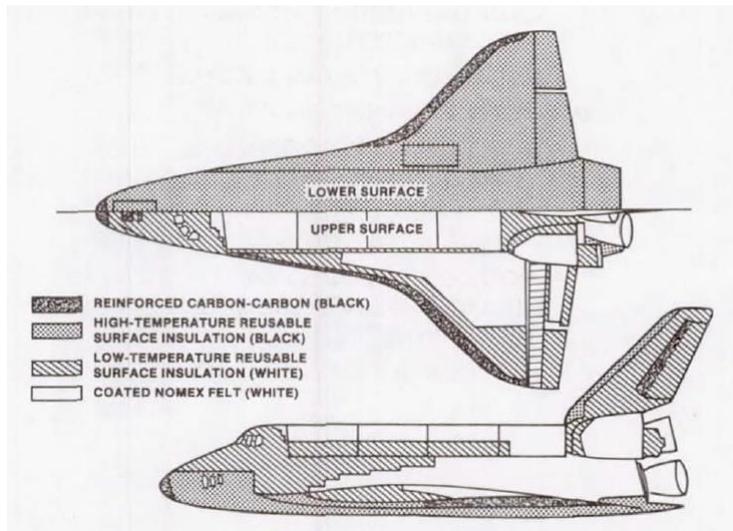


그림 1. OV-102 열차폐시스템 [1]

열차폐시스템의 중량 비율은 증가한다. 이러한 열차폐시스템의 중량 감량은 우주비행기 구조물 중량 감량으로 이어져 발사 비용이 절감되며 탑재 중량의 증가 등 우주 미션 성공 여부의 결정적인 요인이 되기도 한다.

지구재돌입 우주비행기에 열차폐 소재들을 효율적으로 배치시키기 위해서는, 정확한 유동해석을 통해 부위별 집중되는 열하중을 도출하고 삭마량을 살펴보는 등의 여러 해석 절차가 필요하다. 열차폐시스템을 설계하는 일반적인 과정은 다음 그림 2와 같이 나타낼 수 있다[2]. 크게 살펴보았을 때, 표면 형상 설계 및 격자 해석, 열공력 해석, 소재 특성을 반영한 구조 열 거동 해석의 세 단계로 이루어진 프로세스임을 알 수 있다.

본 논문에서는 이 과정들 중, 우주비행기 형상을 이용하여 격자 해석을 진행한 후 그 정보를 바탕으로 열공력 해석 과정을 다루었다.

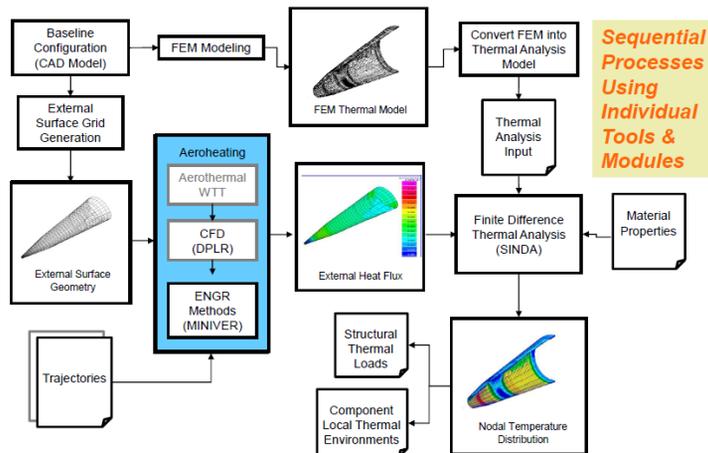


그림 2. 일반적인 열차폐시스템 열해석 과정

제 2 절 재돌입 과정

재돌입 궤적 해석은 우주비행기가 지구 궤도에서부터 고도를 낮추어 지상의 활주로에 도달하기까지의 비행 궤적을 예측한다. 재돌입 과정 중에는 대기 밀도와 압력이 급증하는 약 70km 고도부터 우주비행기로의 공력가열 및 항력이 작용한다. 이 때, 항력을 통해 비행체의 속도를 감속시켜 지상 및 해양에 안전하게 착륙시키기까지의 과정을 재돌입 과정으로 정의한다. 재돌입 과정은 크게 Re-Entry Phase, TAEM (Terminal Area Energy Management) Phase, Approach and Landing의 세 단계로 구성된다[1].

첫 번째 Re-Entry Phase는 기체가 지구 궤도에서 고도를 낮추기 시작해 지구 대기권에 진입한 후 공기 저항을 받으며 속도를 감속시키는 구간이다. 이 때, 비행체의 높은 위치에너지가 운동에너지로 전환되기 때문에 속도가 마하수 20 이상에 달해 극심한 공력 가열이 발생한다. 이러한 공력 가열을 최소화하기 위해 재돌입 우주비행기는 보통 자유류에 대한 받음각과 비행체 표면의 곡률반경을 최대화한다. Space Shuttle의 경우, 지구 궤도 상에 있을 때 OMS (Orbital Maneuver System) engine을 사용해 고도를 낮춰 Re-Entry Phase에 돌입하며 S-Turn을 수행하며 낙하하게 된다. 또한, 이 구간에서는 대기 압력이 매우 낮아 조종면을 통한 passive control이 힘들기 때문에 RCS jet나 reaction wheel 등의 active actuator를 이용하여 비행체 자세를 제어한다[1].

두 번째 TAEM Phase는 Re-Entry Phase 이후 남은 운동에너지와 위치에너지를 소모하며 기수를 활주로에 정렬시키는 구간이다. 마하수 범위대는 대략 2.5에서 0.5까지, 고도는 약 25km에서 3km 사이의 낙하 구간이다. 속도를 줄이기 위해 가상의 HAC (Heading Alignment

Cylinder) 주변을 회전하듯이 비행하는 것이 특징이며 이 단계와 관련하여 효율적인 에너지 관리를 위해 다양한 형태의 경로를 제시하는 재돌입 궤적 연구가 많이 이루어진다[3].

마지막 Approach and Landing 단계는 기체를 활주로에 착륙시키는 단계이며 -20도 정도의 비행경로각을 유지하면서 하강한다. Space Shuttle의 경우, 비행을 위한 추진 장치를 보유하고 있지 않기 때문에 TAEM Phase에서 조절되고 남은 에너지로 글라이딩 착륙을 하며 5도 이상의 높은 받음각을 유지하며 하강하게 된다. Touch down 직후에는 활주로 상에서의 속력을 줄이기 위해 낙하산을 펼치고 speed brake를 완전히 전개하는 등의 조작으로 감속을 하게 된다[1].

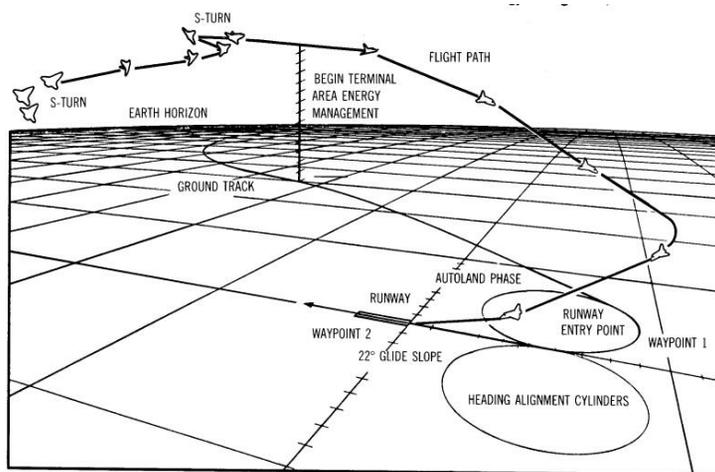


그림 3. Space Shuttle 재돌입 과정 [4]

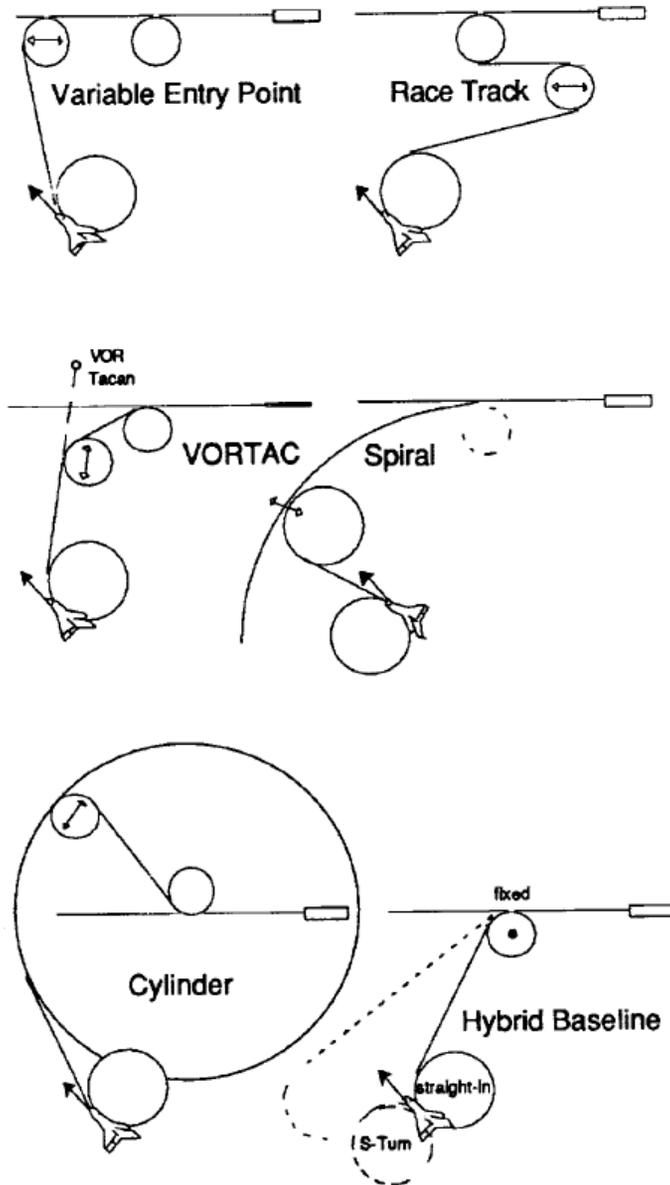


그림 4. 다양한 형태의 HAC [3]

제 3 절 관련 연구 동향 및 연구 배경

재돌입 시 공력 가열이 극심한 단계는 Re-Entry Phase로, 이는 재돌입 시작부터 TAEM Phase 초기까지의 과정에 해당된다. Re-Entry Phase와 관련해서는 열차폐시스템 설계를 위한 열하중 해석, 하중을 최소화하는 최적궤적 설계 연구 등에서 이 단계에서의 궤적 해석 연구가 많이 이루어진다.

Re-Entry Phase에서의 궤적을 설계할 때 지구재돌입 우주비행기가 안정적으로 재돌입하기 위해 고려해야할 여러가지 제한 조건들이 존재하며 이들을 벗어날 경우, 재돌입 도중에 우주비행기가 파손될 수 있다. 그림 5는 재돌입 궤적 그래프 예시이며 표 1은 재돌입 궤적에서 고려해야 할 제한조건들이 정리돼 있다.

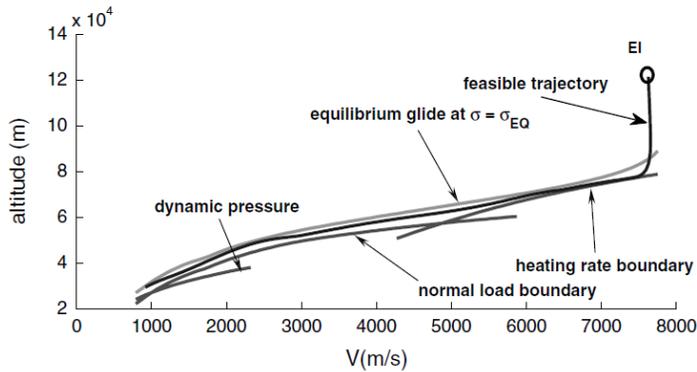


그림 5. 속도 및 고도에 따른 여러 경계들과 비행 가능한 재돌입 궤적 [5]

표 1. 지구재돌입 궤적 제한조건 [6]

Heat Boundary	낙하 시 기체가 견딜 수 있는 최대 열전달량
Dynamic Pressure Boundary	낙하 시 기체가 견딜 수 있는 최대 동압력
Load Boundary	낙하 시 기체가 견딜 수 있는 최대 공력
Terminal Conditions	궤적 상의 마지막 점의 위치, 고도, 속도 등
Control Boundary	받음각 및 Bank Angle 각도 범위 제한
Waypoints	특정 시간에 통과하는 위치
No-Fly Zones	비행 불가 구역
QEGC	Quasi-Equilibrium Glide Condition 우주비행기 재돌입 궤적 유지를 위한 공력, 원심력, 중력 사이의 적절한 평행 조건

전세계적으로 지구재돌입 우주비행기에 관한 연구들이 한창이며 이와 관련하여 재돌입 궤적 연구 역시 이루어지고 있다. ESA의 IXV (Intermediate eXperimental Vehicle)와 관련한 재돌입 궤적 연구로는 Kerr et al.에 의해 수행된 바가 있다[7]. Kerr et al.은 다수의 제어 변수에 대한 Monte-Carlo 해석을 통해 최적의 자세 제어 변수 및 재돌입 궤적을 도출해내는 방식으로 연구를 진행했으며, 연구 결과로 보통 $0.5 - 0.6\text{MW/m}^2$ 영역에 최대 열전달량이 많이 분포해 있음을 확인했다.

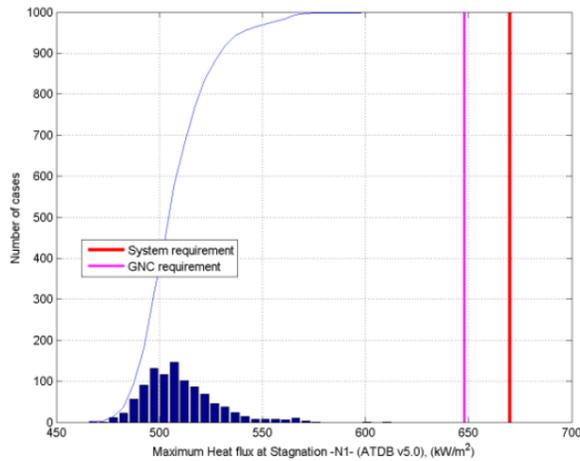


그림 8. IXV 최대 Heat Flux 결과 분포 [7]

Liu et al.은 X-33 VentureStar 형상에 대한 재돌입 궤적 연구를 수행했다 [9]. 이들은 공력부에 사용할 공력 계수들을 받음각, 뱅크각, 마하수의 함수로 정의하여 해석에 사용하였다. 선두부 열전달량의 예측에는 경험식을 이용하여 최적 재돌입 궤적을 도출하는 연구를 수행하였다. 최적화 방향은 최소 시간 또는 최소 열전달량을 목적함수로 설정하여 궤도 최적화 연구를 수행했으며, 최대 열전달량은 0.8MW/m^2 로 예측되었다.



그림 9. X-33 by Lockheed Martin – CG[10]

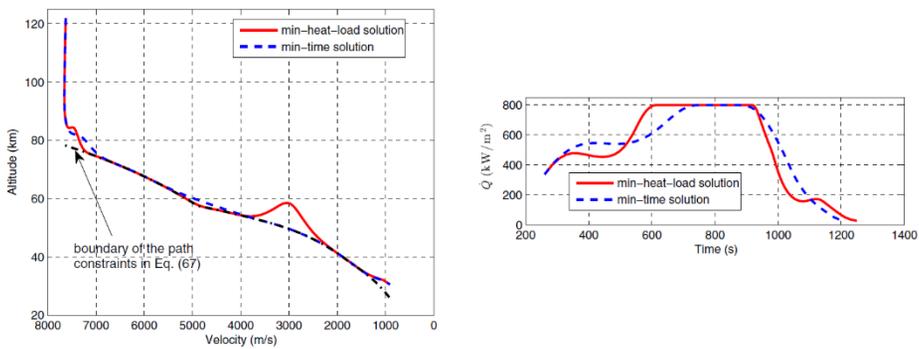


그림 10. X-33의 속도-고도 그래프 및 시간에 따른 열전달량 그래프 [9]

Kerr et al.의 연구와 Liu et al.의 연구, 그리고 그 이외에 다른 Re-Entry Phase에서의 궤적 연구들을 살펴보았을 때 일반적으로 재돌입 비행체 형상 전체에 대한 열전달량 분포 해석보다는 선두부 최대 열전달량만을 도출하여 궤적 설계에 이용하는 것이 일반적이다. 그러나 우주비행기 형상의 특정 부위에 따라 열차폐 소재를 효율적으로 배치시키기 위해서는 열전달량 분포 전체에 대한 해석도 함께 수행되어야 할 필요가 있다. 따라서 본 논문에서는 재돌입 궤적 해석을 진행한 후, CFD를 이용하여 우주비행기 형상에 대한 열전달량 분포 해석을 함께 진행하였다.

재돌입 궤적을 해석할 때 사용하기 유용한 프로그램으로 생존성 분석 프로그램을 들 수 있다. 생존성 분석 프로그램은 지구재돌입 물체의 생존성 분석 및 지상 피해 예측 등을 위해 재돌입 궤적 예측 기술을 연구하며 개발된 프로그램이다. 일반적으로 평판, 육면체, 실린더, 구 등과 같은 단순화된 형상으로 가정하여 해석을 진행하며 유럽의 SCARAB은 실제 형상을 반영하여 해석한다. 여러 나라에서 생존성 분석 프로그램들이 개발된 바 있으며 그 종류를 다음 표 2에 나타냈다.

표 2. 각국의 생존성 분석 프로그램 [11, 12]

미국	DAS (Debris Assessment Software) ORSAT (Object Re-entry Survival Analysis Tool)
유럽	SCARAB (Spacecraft Atmosphere Re-entry and Aerothermal Breakup) SESAM (Spacecraft Entry Survival Analysis Module) DRAMA (Debris Risk Assessment and Mitigation Analysis)
일본	ORSAT-J
중국	DRAPS (Debris Reentry and Ablation Prediction System)

이처럼 다양한 생존성 분석 프로그램들은 EUVE, AURA, UARS, Tiangong-1과 같은 지구재돌입 물체의 재돌입 궤적 및 생존성 분석에 활발히 사용되어 왔다[11, 12].

한국에서는 심형석 등에 의해 SAPAR (Survivability Analysis Program for Atmospheric Reentry)라는 생존성 분석 프로그램[13]이 개발된 바 있다. SAPAR는 대부분의 생존성 분석 프로그램과 같이 육면체나 원통, 또는 구형과 같은 단순 형상 물체의 지구재돌입 생존성 및 궤적을 예측한다. ESA의 SCARAB 및 NASA의 ORSAT과 비교하여 검증하였으며 재돌입 물체의 초기 설계 단계에서 매우 유용한 프로그램이다.

본 논문에서는 이 SAPAR를 우주비행기와 같은 복잡한 형상의 지구재돌입 궤적을 예측 가능하도록 공력 계산부를 개선하였으며 자세 제어 반영이 가능하도록 추가 개발하여 수행한 연구 내용을 서술해 놓았다.

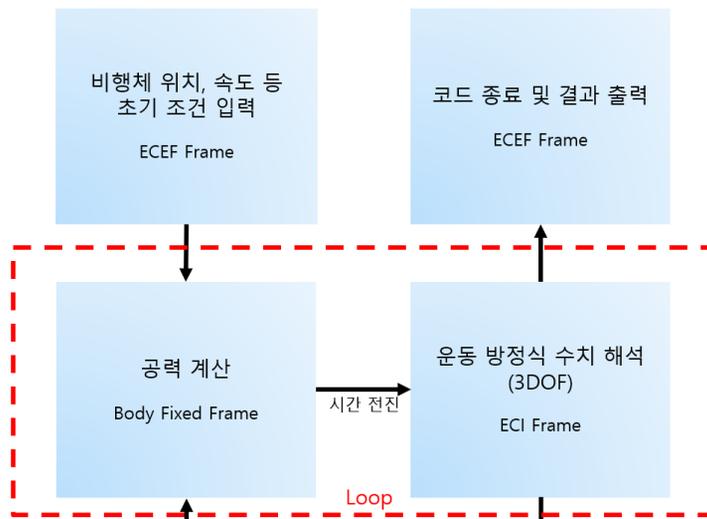


그림 11. SAPAR 해석 순서도

제 2 장 이론적 배경

제 1 절 SAPAR

공력 해석법 – Modified Newtonian Method

궤적 해석을 하기 위한 공력 계산 법으로는 modified Newtonian theory를 사용하였다. 극초음속 영역에서는 물체 표면에서 충격파가 얇게 존재한다는 특징이 Newtonian theory의 가정과 부합한다. 그렇기 때문에 극초음속 비행체의 초기설계 단계에서 자주 사용되는 방법이다. Modified Newtonian theory의 식은 다음과 같다.

$$c_p = c_{p,\max} \sin^2 \theta \quad (1)$$

$$c_{p,\max} = \frac{2}{\gamma M_\infty^2} \left[\left(\frac{(\gamma + 1)^2 M_\infty^2}{4\gamma M_\infty^2 - 2(\gamma - 1)} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \left(\frac{1 - \gamma + 2\gamma M_\infty^2}{\gamma + 1} \right) - 1 \right] \quad (2)$$

자유류를 직접적으로 받지 않는 shadow 영역에 위치하는 panel을 선별하기 위해 panel의 무게중심점의 위치를 이용하였다. 그림 12에 이와 관련된 모식도가 제시되어 있다. i 번째 panel의 무게중심으로부터 자유류와 같은 방향으로 같은 ray를 발생시키고 그 주위로 β 각도만큼의 영역 안에 j 번째 panel의 무게중심점이 위치한다면 shadow 영역으로 판단해 압력계수에 0을 부여했다.

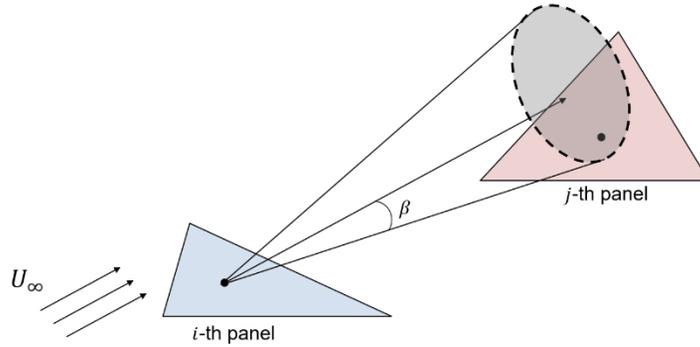


그림 12. Newtonian theory 적용을 위한 shadow panel 판별 모식도

열 해석법

지구재돌입 우주비행체의 경우, 극초음속 영역을 통과해야하기 때문에 공력가열에 의한 열전달량을 도출할 필요가 있다. 극초음속 비행체의 공력 가열량을 계산시, 일반적으로 사용하는 근사식은 다음과 같다.

$$q_w = C\rho_\infty^N V_\infty^M \quad (3)$$

이 때, q_w 는 벽면 열전달량(W/m^2), ρ_∞ 는 대기 밀도(kg/m^3), 그리고 V_∞ 는 비행체 속도(m/s)을 의미하며 C , N , M 은 상수이거나 특정 변수들에 대한 함수이다. 계산을 적용할 우주비행기 형상 및 미션에 따라 다양한 C , N , M 값이 존재하며 이들은 이론적으로 계산된 계수이거나 경험식으로서 값이 결정된다.

NASA Ames Research Center의 Tauber et al.은 Space Shuttle 선두부 열전달량 예측을 위해 위와 같은 근사식을 이용하여 연구를

수행한 바가 있다[14]. 이들은 선두부 곡률 반경 r_n 과 reference 벽면 enthalpy g_w 를 반영했다는 특징이 있다. C , N , M 값으로는 $C = 1.83 \cdot (10^{-8})r_n^{-\frac{1}{2}}(1 - g_w)$, $N = 0.5$, $M = 3$ 값을 사용하였다. 이 때, 이들은 g_w 계산을 위해 복사 냉각 열전달량을 고려하여 공력 가열량과 평형을 이루는 equilibrium wall temperature T_w (K)를 반복 수치기법으로 구해 최종 벽면 열전달량 q_w 를 도출해냈다. T_w 는 다음과 같은 식을 이용하여 계산한다.

$$T_w = \left(\frac{q_w}{\epsilon\sigma}\right)^{\frac{1}{4}} \quad (4)$$

이 때, ϵ 은 선두부 방사율, σ 는 Stefan-Boltzmann 상수를 의미한다. 본 논문에서는 SAPAR에서 선두부 열전달량을 예측하기 위해 이들의 방식을 채택하여 궤적 해석을 수행하였다.

3자유도 운동 해석법

3자유도는 x , y , z 축 방향의 직선 운동을 의미한다. 롤, 피치, 요의 회전 운동을 고려하지 않은 이유는 우주비행기가 재돌입을 할 때, 공력가열과 비행거리 증대 등의 여러 이유로 받음각과 뱅크각 등의 설계된 자세를 유지하도록 active control을 하며 낙하하기 때문이다. 지배방정식으로는 다음의 운동방정식을 사용하였다.

$$\overrightarrow{F_{grav.}} + \overrightarrow{F_{aero}} = m_{veh.}\vec{a} \quad (5)$$

이 때, $\overrightarrow{F_{grav.}}$ 는 우주비행기에 작용하는 중력, $\overrightarrow{F_{aero}}$ 는 우주비행기에

작용하는 공력, m_{veh} 은 비행체 질량, \vec{a} 는 비행체 가속도를 의미한다. SAPAR는 시간 전진 루프에서 ECI (Earth Centered Inertial) 좌표계를 사용하여 비행체에 가해지는 중력과 공력을 계산한 후 그로부터 가속도를 구한다. 구해진 가속도를 시간에 따라 적분해 Δt 시간 이후의 비행체의 속도와 위치를 계산한다. 시간 전진 기법으로는 4th order Runge-Kutta 방법이 포함되어 있다. 그 식은 다음과 같다.

$$y_{n+1} = y_n + \frac{h}{6}(k_1 + 2k_2 + 2k_3 + k_4) \quad (6)$$

$$k_1 = f(t_n, y_n) \quad (7)$$

$$k_2 = f\left(t_n + \frac{h}{2}, y_n + \frac{hk_1}{2}\right) \quad (8)$$

$$k_3 = f\left(t_n + \frac{h}{2}, y_n + \frac{hk_2}{2}\right) \quad (9)$$

$$k_4 = f(t_n + h, y_n + hk_3) \quad (10)$$

공력은 공력 해석 서브루틴을 통해 계산되며 body fixed 좌표계에서 계산된 공력을 입력 받는다. 이 때, 계산된 공력 값을 ECI 좌표계에서의 값으로 변환하기 위해서는 위치벡터 \vec{P} 와 속도벡터 \vec{V} 를 사용한다. Body fixed 좌표계에서 얻어진 x , y , z 축 방향의 공력을 각각 $F_{aero,x}$, $F_{aero,y}$, $F_{aero,z}$ 라 하고, ECI 좌표계에서 바라본 body fixed 좌표계의 x , y , z 축 방향 단위 벡터를 \hat{e}_{1b} , \hat{e}_{2b} , \hat{e}_{3b} 라 하자. ECI 좌표계에서의 공력은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\vec{F}_{aero} = F_{aero,x}\hat{e}_{1b} + F_{aero,y}\hat{e}_{2b} + F_{aero,z}\hat{e}_{3b} \quad (11)$$

이 때, \hat{e}_{1b} , \hat{e}_{2b} , \hat{e}_{3b} 은 다음의 식을 통해 얻어진다.

$$\widehat{e}_{1b} = -\frac{\vec{V}}{|\vec{V}|} \cos \alpha + \left(\widehat{e}_{2b} \times \frac{\vec{V}}{|\vec{V}|} \right) \sin \alpha \quad (12)$$

$$\widehat{e}_{2b} = \frac{\vec{V} \times \vec{P}}{|\vec{V} \times \vec{P}|} \quad (13)$$

$$\widehat{e}_{3b} = \widehat{e}_{1b} \times \widehat{e}_{2b} \quad (14)$$

$$\widehat{e}_{1b} = \widehat{e}'_{1b} \quad (15)$$

$$\widehat{e}_{2b} = \sin \theta \widehat{e}'_{3b} + \cos \theta \widehat{e}'_{2b} \quad (16)$$

$$\widehat{e}_{3b} = \cos \theta \widehat{e}'_{3b} - \sin \theta \widehat{e}'_{2b} \quad (17)$$

이 때, α 는 받음각, θ 는 뱅크각이다.

제 2 절 CFD

지배방정식 - 열화학 비평형 Navier-Stokes 방정식

열차폐시스템 성능 해석을 위해서는 우주비행기 표면 열전달량의 정확한 계산이 필요하다. 지구재돌입 시 마하수 25에 이르는 우주비행기 표면에 막대한 공력 가열 현상이 발생하여 정체점에서의 온도가 10,000K 이상에 이르게 된다. 고온 환경에서는 공기의 주요 성분인 질소와 산소가 해리되며, 초고속 유동에서 화학적 비평형 현상이 발생한다. SAPAR는 극초음속 유동 환경에서 비교적 적은 계산비용으로 우주비행기 주위 압력 계산이 목적이기 때문에 열전달량 계산이 비교적 정확하지 않다. 비평형 및 우주비행기 벽면의 화학반응을 고려 여부에 따라 우주비행기에 가해지는 공력 가열량에 큰 차이가 발생하게 되며, 정확한 열전달량 분포를 도출해 내기 위해서는 벽면에서의 비평형 화학반응이 고려된 열전달 해석이 필요하다.

본 논문에서는 정확한 열전달량 계산을 위해 서울대학교 열화학 비평형 유동 해석 프로그램을 사용했다. 3차원 압축성 Navier-Stokes 방정식을 바탕으로 공기 5화학종(N_2 , O_2 , N , O , NO)의 비평형 화학반응, 진동에너지 등을 고려하였다. 또한 충돌적분법을 이용하여 고온 유동의 점성 계수, 열전달 계수, 확산계수와 같은 전달 계수를 확보함으로써 정확도를 높였다.

서울대학교 열화학 비평형 유동 해석 프로그램의 지배방정식은 연속방정식, 운동량 방정식, 에너지 방정식 외에 화학종 방정식과 진동에너지 방정식을 포함한다. 3차원 비정상 압축성 비평형 지배방정식을 각각 좌표계에서 보존형으로 표현하면 다음과 같다. 여기서 \mathbf{Q} 는 conservative variables 벡터, \mathbf{E} , \mathbf{F} , \mathbf{G} 는 비점성 플럭스 벡터, \mathbf{E}_v , \mathbf{F}_v , \mathbf{G}_v 는 점성 플럭스 벡터, \mathbf{S} 는 화학반응 및 진동에너지 생성

항이다.

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial z} = \frac{\partial \mathbf{E}_v}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial z} + \mathbf{S} \quad (18)$$

$$\mathbf{Q} = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e_t \\ \rho_i \\ \vdots \\ \sum_i \rho e_{vib,i} \end{pmatrix}, \quad \mathbf{E} = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho v u \\ \rho w u \\ (\rho e_t + p)u \\ \rho_i u \\ \vdots \\ \sum_i \rho e_{vib,i} u \end{pmatrix}, \quad \mathbf{F} = \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho u v \\ \rho v^2 + p \\ \rho w v \\ (\rho e_t + p)v \\ \rho_i v \\ \vdots \\ \sum_i \rho e_{vib,i} v \end{pmatrix}, \quad (19)$$

$$\mathbf{G} = \begin{pmatrix} \rho w \\ \rho u w \\ \rho v w \\ \rho w^2 + p \\ (\rho e_t + p)w \\ \rho_i w \\ \vdots \\ \sum_i \rho e_{vib,i} w \end{pmatrix}, \quad \mathbf{S} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ W_i \\ \vdots \\ \sum_i W_{vib,i} \end{pmatrix}$$

식 (19)에서 아래 첨자 i 는 화학종 i 를 나타내고 vib 는 진동에너지를 나타낸다.

$$\mathbf{E}_v = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ -\left(q_x + \sum_s q_{vx,s}\right) + (\tau_{xx}u + \tau_{xy}v + \tau_{xz}w) + \sum_s \left(\rho D_s \frac{\partial \alpha_s}{\partial x}\right) \\ \rho D_i \frac{\partial \alpha_i}{\partial x} \\ \vdots \\ \sum_s \left(\rho e_{vib,s} D_s \frac{\partial \alpha_s}{\partial x} - q_{vx,s}\right) \end{pmatrix} \quad (20)$$

$$\mathbf{F}_v = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ -\left(q_y + \sum_s q_{vy,s}\right) + (\tau_{yx}u + \tau_{yy}v + \tau_{yz}w) + \sum_s \left(\rho D_s \frac{\partial \alpha_s}{\partial y}\right) \\ \rho D_i \frac{\partial \alpha_i}{\partial y} \\ \vdots \\ \sum_s \left(\rho e_{vib,s} D_s \frac{\partial \alpha_s}{\partial y} - q_{vy,s}\right) \end{pmatrix} \quad (21)$$

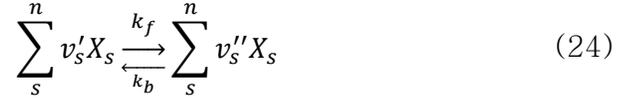
$$\mathbf{G}_v = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{zx} \\ \tau_{zy} \\ \tau_{zz} \\ -\left(q_z + \sum_s q_{vz,s}\right) + (\tau_{zx}u + \tau_{zy}v + \tau_{zz}w) + \sum_s \left(\rho D_s \frac{\partial \alpha_s}{\partial z}\right) \\ \rho D_i \frac{\partial \alpha_i}{\partial z} \\ \vdots \\ \sum_s \left(\rho e_{vib,s} D_s \frac{\partial \alpha_s}{\partial z} - q_{vz,s}\right) \end{pmatrix} \quad (22)$$

여기서 q_{vx} , q_{vy} , q_{vz} 는 각각 x , y , z 방향으로의 진동에너지에 의한 열전달량을 의미하며 α_i 혹은 α_s 는 각 화학종의 질량분율(mass fraction), D_s 는 확산계수, h_s 는 엔탈피를 나타낸다. 총 내부에너지는 다음 식과 같이 병진-회전에너지, 진동에너지, 화학반응 생성에너지, 운동에너지로 구성된다. 이 때, 총내부에너지를 표현하기 위한 모델로 병진운동과 회전운동의 에너지를 하나의 온도로 나타내고 진동운동의 에너지를 다른 하나의 온도로 나타내는 모델을 사용한다.

$$\rho e_t = E_{trans+rot} + E_{vib} + E_{hof} + E_{kinetic} \quad (23)$$

화학반응 생성항

아래와 같은 화학반응이 있을 때,



화학종 X_s 의 시간에 대한 변화량은 다음과 같다.

$$\frac{d[X_s]}{dt} = (v''_s - v'_s) \left[k_f \prod_i X_i^{v'_s} - k_b \prod_i X_i^{v''_s} \right] \quad (25)$$

여기서 $[X_s]$ 는 화학종 X_s 의 농도(concentration)이다. 또한 화학 반응률 k_f 와 k_b 는 아래 수식과 같다.

$$k_{f,b} = A_{f,b} T_a^{B_{f,b}} e^{-\frac{C_{f,b}}{T_a}} \quad (26)$$

이 때, A , B , C 는 반응 상수들이고 반응률 계수를 구하는데 사용되는 온도 T_a 는 병진온도 T_{trans} 만을 사용하는 one-temperature 모델과 진동에너지 온도 T_v 와 T_{trans} 를 모두 사용하는 two-temperature 모델이 있다. 본 논문에서는 다음과 같은 two-temperature 모델[15]을 사용하였다.

$$T_a = \sqrt{TT_v} \quad (27)$$

화학종 X_s 의 시간에 대한 변화량을 통해 다음과 같이 화학반응 생성항 W_s 를 구할 수 있다.

$$W_s = \frac{d\rho_s}{dt} = M_s \frac{d\frac{\rho_s}{M_s}}{dt} = M_s \frac{d\eta_s}{dt} = M_s \frac{d[X_s]}{dt} \quad (28)$$

수치 플럭스 기법 - M-AUSMPW+

고속의 비평형 유동장에서는 충격파가 발생하기 때문에 이를 정확히 해석하기 위해 AUSM-type 기법 중 하나인 M-AUSMPW+ 기법 [16]을 적용하였으며, 유동 해석 시 충격파에서 발생하는 수치적인 진동을 효과적으로 제거하는 MLP [17]를 적용하였다.

M-AUSMPW+ 기법을 설명하기 이전, AUSMPW+ 기법 [18]에 대해 설명하고자 한다. AUSMPW+ 기법은 AUSM-type 기법들의 수치적 진동현상을 제거하기 위해 개발되었다. AUSM-type 기법들은 일반적으로 극초음속 유동이나 반응유동에서 정확성, 강건성, 효율성 등을 보여준다. AUSMPW+는 충격파나 벽면 근처에서와 같이 수치진동을 일으키는 영역에서 압력가중 함수 f 와 w 를 이용하여 advection 특성을 적절히 조절함으로써 AUSM-type의 장점인 효율성과 정확성을 유지하며, 수치진동현상을 제거하도록 설계된 수치 기법이다.

AUSMPW+의 수치 플럭스는 다음과 같은 형태를 가진다.

$$\mathbf{F}_1 = \bar{M}_{L\frac{1}{2}}^+ \Phi_L + \bar{M}_{R\frac{1}{2}}^- \Phi_R + (P_L^+ \mathbf{P}_L + P_R^- \mathbf{P}_R) \quad (29)$$

여기서, $\Phi = (\rho, \rho u, \rho H)^T$, $\mathbf{P} = (0, p, 0)^T$ 이며 아랫첨자 $\frac{1}{2}$ 과 L, R은 각각 셀 경계면과 셀 경계면에서의 왼쪽과 오른쪽을 의미한다.

셀 경계면에서의 마하수는 다음과 같이 정의된다.

$$m_{\frac{1}{2}} = M_L^+ + M_R^- \quad (30)$$

\bar{M}_{LR}^{\pm} 는 마하수 내삽 함수로 경계면에서의 마하수에 따라 다음과 같다.

$$(1) \quad m_{\frac{1}{2}} = M_L^+ + M_R^- \geq 0,$$

$$\begin{aligned} \bar{M}_L^+ &= M_L^+ + M_R^- \cdot [(1-w) \cdot (1+f_R) - f_L], \\ \bar{M}_R^- &= M_R^- \cdot w \cdot (1+f_R) \end{aligned} \quad (31)$$

$$(2) \quad m_{\frac{1}{2}} < 0,$$

$$\begin{aligned} \bar{M}_L^+ &= M_L^+ \cdot w \cdot (1+f_L) \\ \bar{M}_R^- &= M_R^- + M_L^+ \cdot [(1-w) \cdot (1+f_L) - f_R] \end{aligned} \quad (32)$$

여기서, 함수 f 와 w 는 압력가중 함수이다. 이 압력가중 함수들은 다음과 같이 주어진다.

$$w(p_L, p_R) = 1 - \min\left(\frac{p_L}{p_R}, \frac{p_R}{p_L}\right)^3 \quad (33)$$

$$f_{L,R} = \left(\frac{p_{L,R}}{p_s} - 1\right) \times \min\left(1, \frac{\min(p_{1,L}, p_{1,R}, p_{2,L}, p_{2,R})}{\min(p_L, p_R)}\right)^2 \quad (34)$$

여기서, $p_s = P_L^+ p_L + P_R^- p_R \neq 0$ 이다. AUSMPW+ 기법의 분할 마하수와 분할 압력은 다음과 같이 주어진다.

$$M^\pm = \begin{cases} \pm \frac{1}{4}(M \pm 1)^2, |M| \leq 1 \\ \frac{1}{2}(M \pm |M|), |M| > 1 \end{cases} \quad (35)$$

$$p^\pm = \begin{cases} \frac{1}{4}(M \pm 1)^2(2 \mp M), |M| \leq 1 \\ \frac{1}{2}(1 \pm \text{sign}(M)), |M| > 1 \end{cases} \quad (36)$$

마하수는 다음과 같이 정의된다.

$$M_{L,R} = \frac{U_{L,R}}{c_1} \quad (37)$$

셀 경계면에서의 음속은 다음과 같다.

$$c_1 = \min\left(\frac{c_s^2}{\max(|U_L|, c_s)}, \frac{c_s^2}{\max(|U_R|, c_s)}\right) \quad (38)$$

$$c_s = \sqrt{\frac{2(\gamma - 1)}{(\gamma + 1)H_{normal}}} \quad (39)$$

$$H_{normal} = 0.5 \times (H_{total,L} - 0.5 \times V_L^2 + H_{total,R} - 0.5 \times V_R^2) \quad (40)$$

M-AUSMPW+ 기법은 부드러운 유동 영역에서의 수치점성을 효과적으로 줄이기 위한 기법으로 AUSMPW+의 수치 플럭스를 다음과 같이 수정하여 적용한다.

$$\mathbf{F}_1 = \bar{M}_{L, \frac{1}{2}}^+ \Phi_{L, \frac{1}{2}}^{c_1} + \bar{M}_{R, \frac{1}{2}}^- \Phi_{R, \frac{1}{2}}^{c_1} + (P_L^+ \mathbf{P}_L + P_R^- \mathbf{P}_R) \quad (41)$$

여기서 $\Phi_{L, \frac{1}{2}}^{c_1}$ 은 셀 경계면에서 수정된 convective 물리량이다.

Convective 물리량은 부드럽게 변하는 영역에만 수정되어 사용되어
해의 정확성을 향상시킨다. 급격하게 변하는 영역에서는 안정성 문제
때문에 AUSMPW+에서 사용된 convective 물리량을 그대로 사용한다.

제 3 장 연구 내용

제 1 절 SAPAR를 이용한 궤적 해석

초기 해석 결과 검증

개선된 SAPAR를 검증하기 위해 Tauber et al.[14]의 Space Shuttle STS-5 미션의 데이터와 비교하는 과정을 거쳤다. 해석에는 다음과 같은 Space Shuttle Columbia 호 형상을 사용하였다. 사용한 형상의 모습과 정보는 다음 그림 13과 표 3에 나타나 있다.

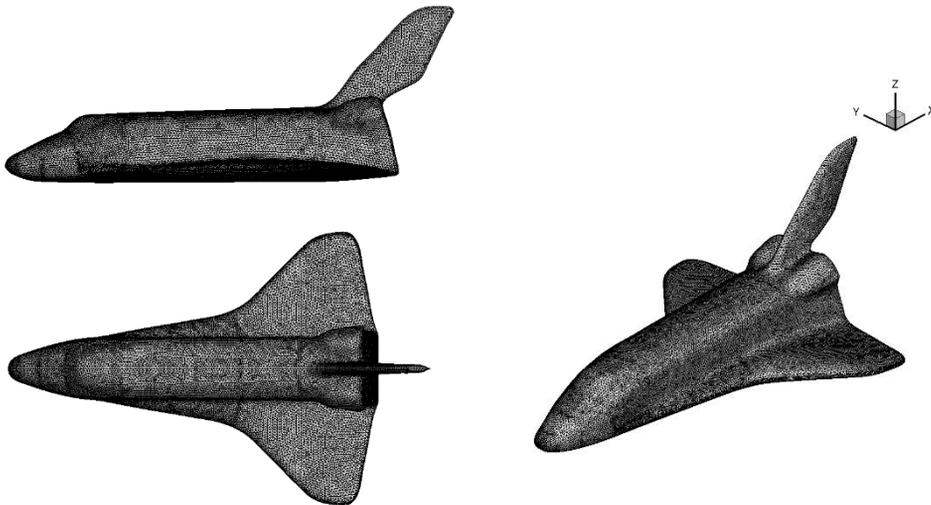


그림 13. Space Shuttle 형상

표 3. Space Shuttle 형상 정보

길이 (m)	너비 (m)	높이 (m)
37.24	23.79	17.25
질량 (kg)	선두부 곡률반경 (m)	
91,841	0.89	

재돌입 우주비행기의 주요 자세 제어 변수는 받음각과 뱅크각이다. 받음각과 뱅크각에 대한 개념도를 그림 14에 나타냈다.

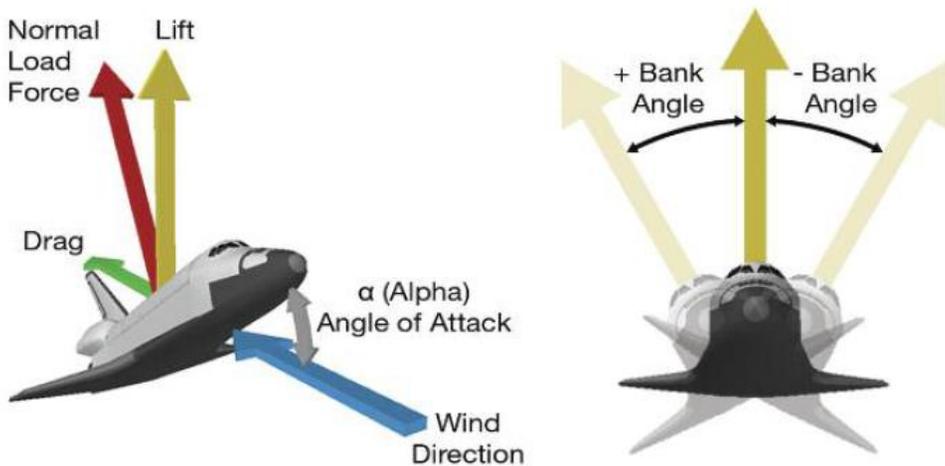


그림 14. 받음각과 뱅크각[19]

재돌입 궤적 계산 초기 조건은 다음 표 4와 같이 주었다.

표 4. 재돌입 궤적 계산 초기 조건

고도 (km)	위도 (°N)	경도 (°E)	비행경로각 (°)
120	-17.5	127.5	-1
초기속력 (m/s)	궤도경사각 (°)	받음각 (°)	뱅크각 (°)
7,450	80	40	0, 55

먼저, Space Shuttle 뱅크각 0도일 때의 해석 결과는 다음 그림 15, 16, 표 5와 같다.

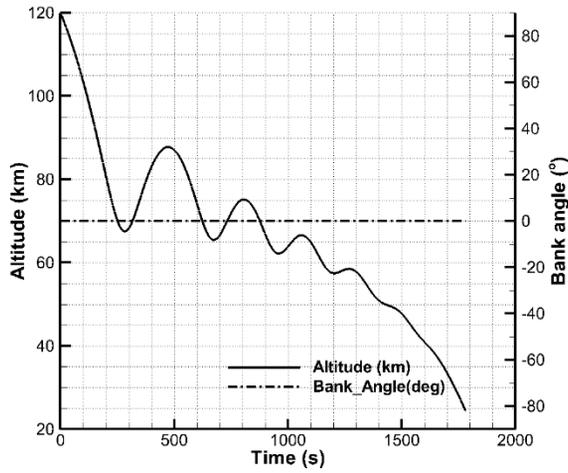


그림 15. 뱅크각 0도일 때의 Space Shuttle 시간-고도/뱅크각 그래프

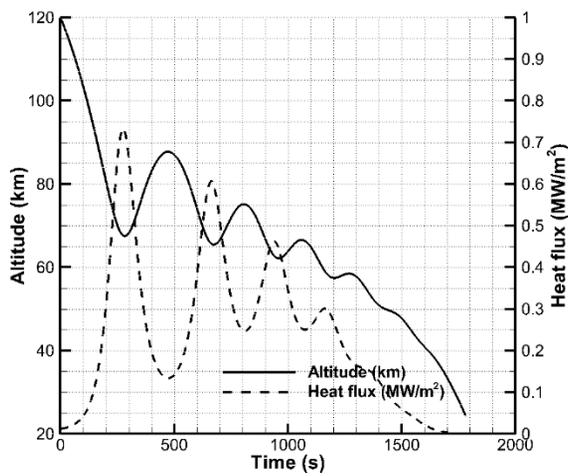


그림 16. 뱅크각 0도일 때의 Space Shuttle 시간-고도/Heat Flux 그래프

표 5. 문헌과의 데이터 비교(1)

	최대 열전달량(MW/m ²)	오차(%)
비행 데이터 [14]	0.34	-
NASA 예측 [14]	0.52	53
예측 결과	0.73	121

그림 15와 16의 결과 그래프를 확인했을 때, 낙하 고도 그래프가 진동하는 개형을 확인할 수 있다. 이는 대기 밀도가 고도가 낮아짐에 따라 급격히 높아지면서 양력이 매우 높아졌다가 고도 상승이 이루어지면서 다시 양력이 낮아져 떨어지면서 생기는 bouncing effect 때문이다. 또한, 이렇게 bouncing effect가 생기는 구간에서 열전달량이 높게 예측됨을 확인할 수 있다.

표 5의 최대 열전달량 예측 결과를 확인하면 비행 데이터와 약 121%의 오차를 가지는 것으로 나타났으며, 심지어는 보수적으로 과대 예측된 NASA의 예측 값보다도 큰 값으로 예측됨을 확인할 수 있다. 또한, Tauber et al.의 연구에서는 연속적으로 변하는 Space Shuttle의 뱅크각을 평균 55°로 두고 해석했지만 위의 결과는 뱅크각을 0°로 두고 계산한 결과이다. 일반적으로는 뱅크각이 증가하면 같은 받음각 조건 하에서 감속에 영향을 주는 항력 이외에 좌우 방향으로의 가속 성분이 발생해 지구 중심방향 속도 성분의 감속 효과를 감소시켜 최대 열전달량이 증가한다고 알려져 있다.

Tauber et al.의 연구에서의 가정과 동일하게 뱅크각을 55°로 설정하여 해석을 진행한 결과는 다음과 같다.

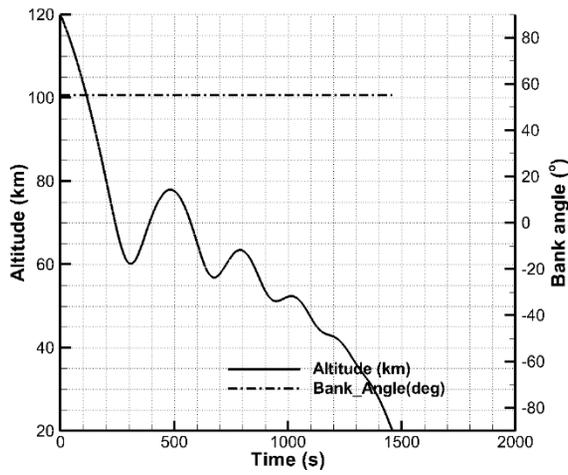


그림 17. 뱅크각 55도일 때의 Space Shuttle 시간-고도/뱅크각 그래프

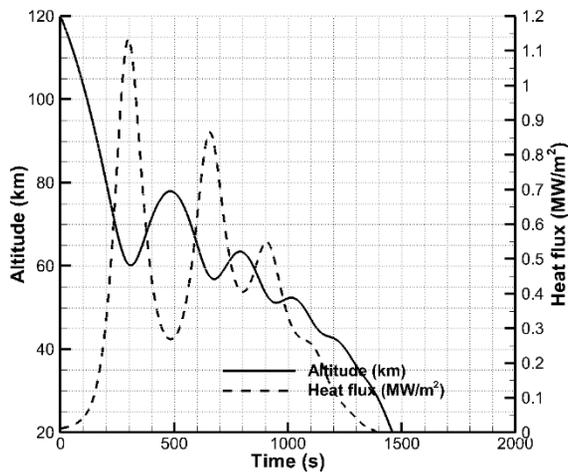


그림 18. 뱅크각 55도일 때의 Space Shuttle 시간-고도/Heat Flux 그래프

이 때, 예측된 최대 열전달량은 약 1.13MW/m^2 로 알려진 바와 같이 최대 열전달량이 뱅크각 0° 에 비해 증가함을 확인할 수 있다.

궤도경사각 변경을 통한 프로그램 검증

SAPAR에서는 좌표변환을 통해 ECI 좌표계와 ECEF 좌표계, body fixed 좌표계까지 세 가지 좌표계를 오가며 해석을 수행한다. ECI 좌표계와 ECEF 좌표계는 둘 모두 지구 질량 중심을 원점으로 하는 구면 좌표계라는 공통점이 있다. 두 좌표계의 차이는 좌표계를 고정하는 점에서 차이가 발생하는데 ECI 좌표계는 우주의 두 점을 고정하는 좌표계이며, ECEF (Earth-Centered, Earth-Fixed) 좌표계는 지구 상의 두 점을 고정하는 좌표계이다. 즉, 이 두 좌표계에서의 차이는 지구와의 상대 운동을 고려여부의 차이이며 두 좌표계 사이에 좌표변환이 이루어지면서 지구자전속도가 반영이 된다.

앞선 해석에서는 궤도경사각을 80° 로 설정하였으며, 이는 한국에서 발사한 다수의 위성들이 태양동기궤도에 위치한 점을 고려하여 높은 궤도경사각을 설정하였다. 지구 자전으로 인해 궤도경사각에 따라 재돌입 시 대기에 대한 상대속도 성분이 변하게 되는데 일반적으로는 궤도경사각이 클수록 비행체의 지구상대속도가 증가하게 된다. STS-5 미션에서는 실제 Space Shuttle의 궤도경사각이 28.5° 라고 알려져 있으며, 일반적인 Space Shuttle의 경우 궤도경사각은 $20-60^\circ$ 사이로 설정한다[20].

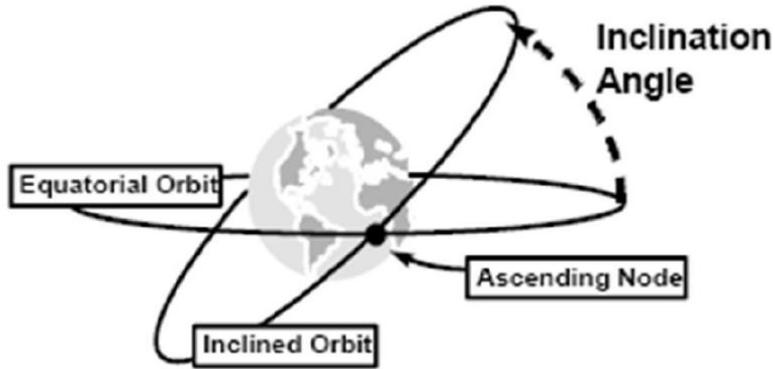


그림 19. 궤도경사각[21]

이 문헌에 따라 다음 표 6과 같이 궤도경사각을 수정하여 재돌입 궤적 계산 초기 조건을 수정하여 해석을 다시 수행했다.

표 6. 궤도경사각 조건이 바뀐 재돌입 궤적 해석 초기 조건

고도 (km)	위도 (°N)	경도 (°E)	비행경로각 (°)
120	-17.5	127.5	-1
초기속력 (m/s)	궤도경사각 (°)	받음각 (°)	뱅크각 (°)
7,450	28.5	40	0, 55

먼저, 뱅크각 0도일 때의 결과는 다음과 같다.

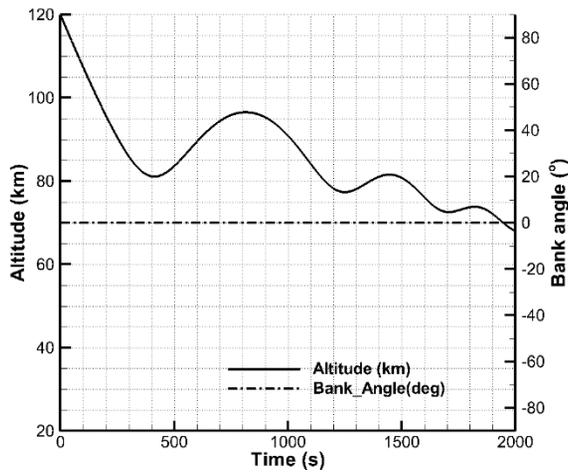


그림 20. 경사각 28.5도, 뱅크각 0도일 때의 Space Shuttle 시간-고도/뱅크각 그래프

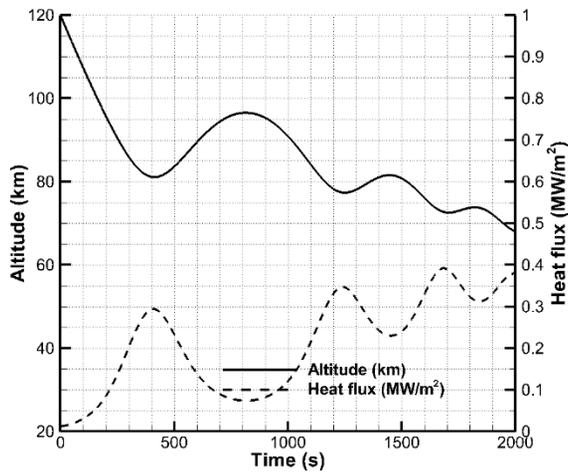


그림 21. 경사각 28.5도, 뱅크각 0도일 때의 Space Shuttle 시간-고도/Heat Flux 그래프

예측된 최대 열전달량은 0.39MW/m^2 로 이전 해석 결과에 비해 상당히 낮아진 점을 알 수 있다. 이를 통해 궤도 경사각이 재돌입 궤적

상에서 최대 열전달량을 낮추는 데 큰 영향을 미치는 변수임을 유추할 수 있다.

Tauber et al.의 연구와 마찬가지로 뱅크각 55° 로 설정해 해석한 결과는 다음과 같다.

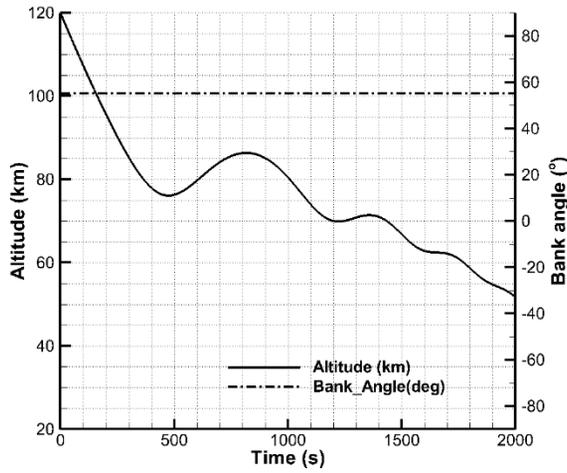


그림 22. 경사각 28.5도, 뱅크각 55도일 때의 Space Shuttle 시간-고도/뱅크각 그래프

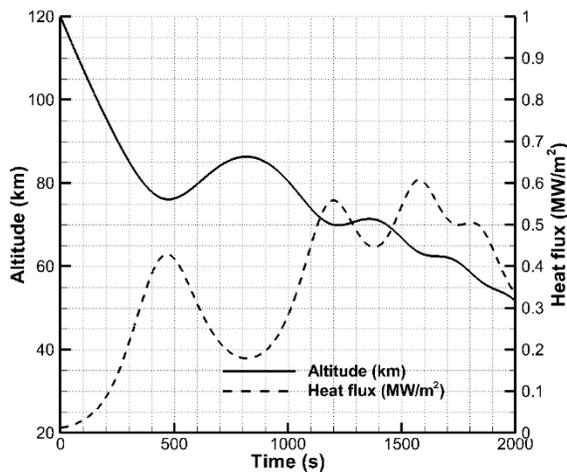


그림 23. 경사각 28.5도, 뱅크각 55도일 때의 Space Shuttle 시간-고도/Heat Flux 그래프

표 7. 문헌과의 데이터 비교(2)

	최대 열전달량(MW/m ²)	오차(%)
비행 데이터 [14]	0.34	-
NASA 예측 [14]	0.52	53
예측 결과	0.61	79

뱅크각 0°의 결과보다 증가한 값이지만 이전 해석에 비해서는 합리적인 결과가 도출됨을 확인할 수 있다.

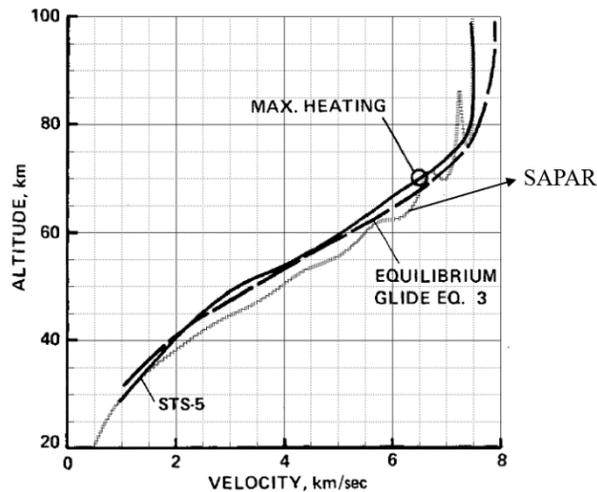


그림 24. 문헌 [14] 과의 궤적 비교

표 7에서 예측 결과가 Tauber et al.의 예측 값과 차이가 나는 이유로는 그림 24와 같이 예측 궤도의 차이로 인한 결과인 것으로 보인다.

특정 시간대에서의 뱅크각 변경 profile 적용 해석

기존 해석은 받음각, 뱅크각이 초기 상태로 고정된 채 궤적 해석을 수행하였다. 그러나 실제로 우주비행기는 뱅크각을 변화시키며 재돌입을 하게 된다. 재돌입 시간에 따른 Space Shuttle의 일반적인 고도, 받음각, 뱅크각 profile은 다음 그림 25와 같다.

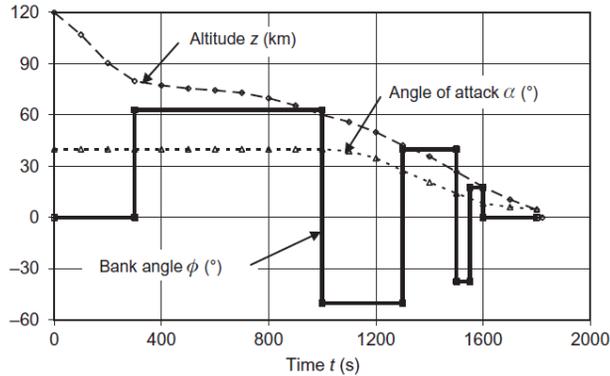


그림 25. 재돌입 시간에 따른 일반적인 Space Shuttle의 고도, 받음각, 뱅크각 profile [22]

이를 참고하여 특정 시간대에서 뱅크각 변화를 반영할 수 있도록 SAPAR를 개선해 해석을 수행했다. 해석 초기 조건은 다음 표 8과 같다.

표 8. 뱅크각 profile 반영 해석 초기 조건

고도 (km)	위도 (°N)	경도 (°E)	비행경로각 (°)
120	-17.5	127.5	-1
초기속력 (m/s)	궤도경사각 (°)	받음각 (°)	뱅크각 (°)
7,450	28.5	40	-60 ~ 60

해석 결과는 다음과 같다.

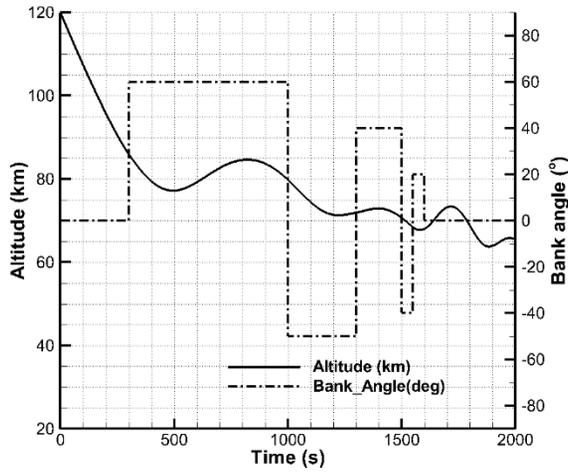


그림 26. 뱅크각 변화를 반영한 Space Shuttle
시간-고도/뱅크각 그래프

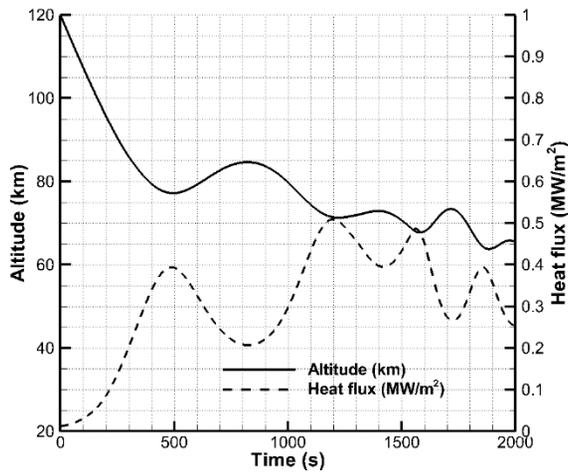


그림 27. 뱅크각 변화를 반영한 Space Shuttle
시간-고도/Heat Flux 그래프

표 9. 문헌과의 데이터 비교(3)

	최대 열전달량(MW/m ²)	오차(%)
비행 데이터 [14]	0.34	-
NASA 예측 [14]	0.52	53
예측 결과	0.51	50

그 결과 앞선 해석에 비해서 상당히 합리적인 결과가 도출됨을 확인할 수 있다.

같은 방식으로 X-37B 형상에 대해서도 궤적 해석을 수행했다. 해석에 사용한 형상 정보는 다음과 같다.

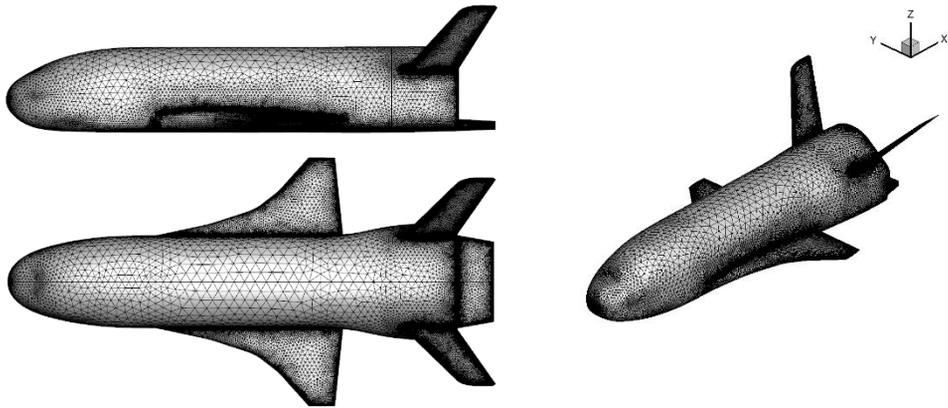


그림 28. X-37B 형상

표 10. X-37B 형상 정보

길이(m)	너비(m)	높이(m)
8.92	4.55	2.90
질량(kg)	선두부 곡률반경(m)	
4,195	0.75	

먼저 평균 뱅크각 6도로 고정시키고 궤적 해석을 수행한 결과는 다음과 같다.

표 11. X-37B 고정 뱅크각 궤적 해석 초기 조건

고도 (km)	위도 (°N)	경도 (°E)	비행경로각 (°)
120	-17.5	127.5	-1
초기속력 (m/s)	궤도경사각 (°)	받음각 (°)	뱅크각 (°)
7,450	28.5	40	6

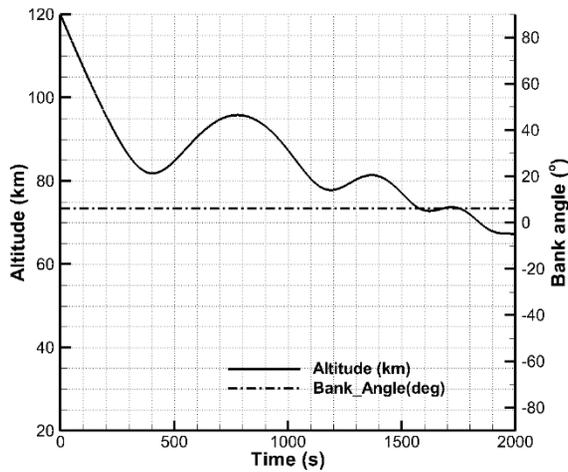


그림 29. 고정 뱅크각 6도의 X-37B
시간-고도/뱅크각 그래프

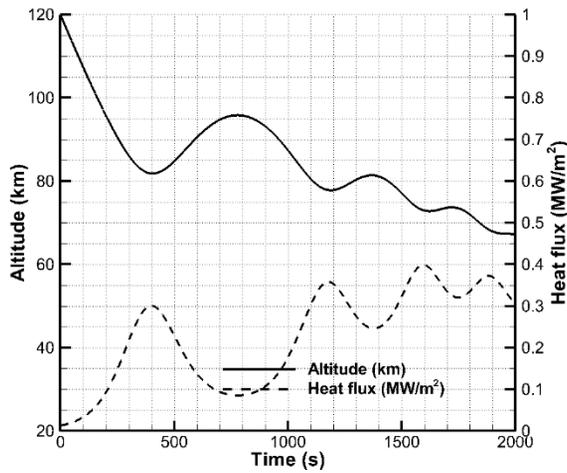


그림 30. 고정 뱅크각 6도의 X-37B
시간-고도/Heat Flux 그래프

이 때, 예측된 선두부 최대 열전달량은 약 0.40MW/m^2 이다.

다음은 bouncing effect를 줄이게 하는 뱅크각 변화 profile을 반영한 X-37B 궤적 해석 결과이다.

표 12. 뱅크각 변화를 반영한 X-37B 궤적 해석 초기 조건

고도 (km)	위도 (°N)	경도 (°E)	비행경로각 (°)
120	-17.5	127.5	-1
초기속력 (m/s)	궤도경사각 (°)	받음각 (°)	뱅크각 (°)
7,450	28.5	40	-60 ~ 60

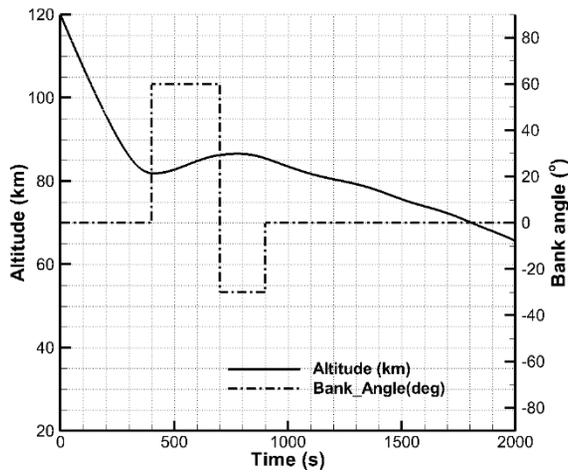


그림 31. 뱅크각 변화를 반영한 X-37B
시간-고도/뱅크각 그래프

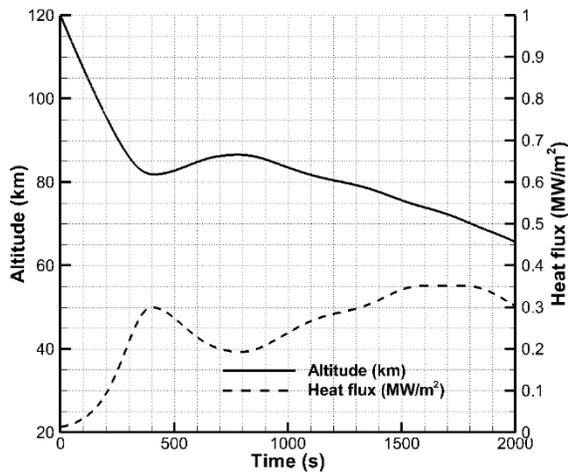


그림 32. 뱅크각 변화를 반영한 X-37B
시간-고도/Heat Flux 그래프

이 때, 예측된 선두부 열전달량은 0.35MW/m^2 로 예측되었다.
이처럼 뱅크각 설정에 따라 최대 열전달량 예측에 큰 차이를 보이는

것을 알 수 있다. 그림 30과 32를 비교해보았을 때, 설정한 뱅크각 profile의 평균 뱅크각을 구해 뱅크각을 고정시켰을 때의 궤적 해석 결과와 뱅크각 변화를 반영한 결과의 전체적인 고도 변화 양상은 비슷한 점을 확인할 수 있다. 그러나 고정 뱅크각의 결과에서는 고도의 bouncing effect에 따라서 열전달량이 함께 진동하기 때문에 그 진동 폭이 더해져 열전달량이 더 높게 예측되며 뱅크각의 변화 양상에 따라 이러한 bouncing effect를 억제시켜 열전달량을 더 작게 줄일 수 있는 궤적을 설계가 가능함을 확인할 수 있다.

제 2 절 CFD를 이용한 열전달량 분포 해석

우주비행기 구조에 미치는 영향을 분석하기 위해서는 선두부 열전달량 뿐만 아니라 형상 전체에 걸쳐 열전달량 분포를 알아낼 필요가 있다. 앞서 살펴본 SAPAR 선두부 최대 열전달량 예측 값을 바탕으로, CFD 해석을 진행할 유동 조건들을 도출할 수 있다. SAPAR에서 얻을 수 있는 조건들로는 마하수, 지구상대속도, 고도, 대기밀도, 대기온도, 대기압, 받음각, 뱅크각 등의 정보를 얻을 수 있다.

Space Shuttle 해석

해석 정보들을 다음의 그림과 표에 나타냈다.

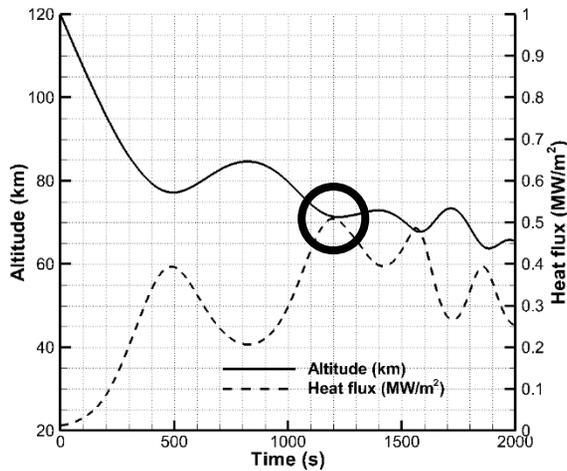


그림 33. Space Shuttle SAPAR 결과 그래프 중 해석 시점

표 13. Space Shuttle CFD 해석조건

격자 점	7,136,170개
지배방정식	5 화학종 비평형 Navier–Stokes Equation
공간차분법	M–AUSMPW+ & 3 rd order MLP
경계 조건	Constant Wall Temperature & Pressure Outflow Boundary Condition

표 14. Space Shuttle 해석 유동 조건

고도 (km)	71.3978 ($q_{\infty} = 3330.32\text{Pa}$)
M_{∞}	23.7657
p_{∞} (Pa)	4.21282
ρ_{∞} (kg/m ³)	0.000068
T_{∞} (K)	215.757
AoA (°)	40
Bank Angle (°)	-50

해석 결과는 다음과 같다.

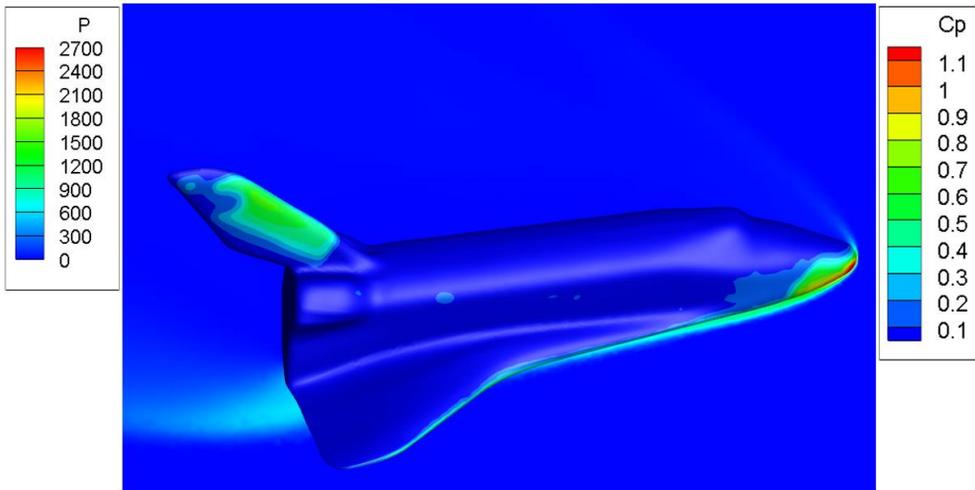


그림 34. Space Shuttle Pressure - Cp Contour

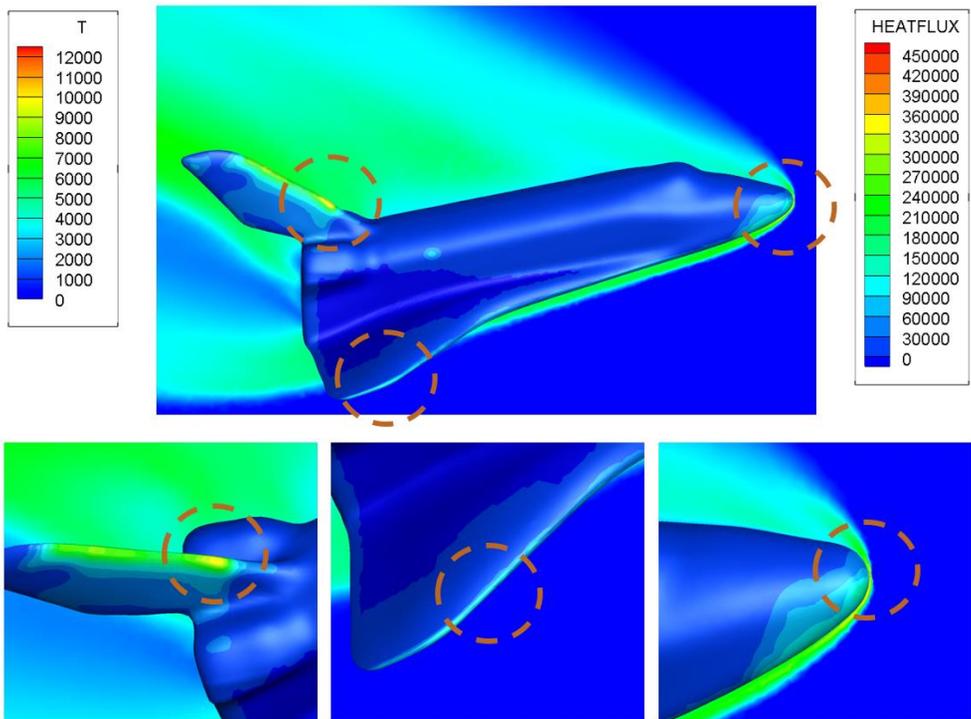


그림 35. Space Shuttle T - Heat Flux Contour

열전달량 해석 결과, 선두부는 $0.12 - 0.14\text{MW/m}^2$, 날개 leading edge는 $0.11 - 0.13\text{MW/m}^2$, 그리고 수직 미익 부분에서 $0.28 - 0.48\text{MW/m}^2$ 정도의 열전달량 값이 예측되었다. Tauber et al.의 연구에서의 STS-5 선두부 열전달량 비행 데이터에 비해서는 작은 값이 예측되었지만 현재 이 CFD 해석에서는 벽면 화학 촉매 반응이 고려되지 않은 non-catalytic 조건 해석이기 때문에 이는 합리적인 값으로 볼 수 있다.

열전달량 분포 예측 결과를 살펴보았을 때, 선두부 뿐만 아니라 leading edge나 수직미익 등, 유동에 직접 부딪히면서 곡률 반경이 작은 부분에서 역시 높은 열전달량이 예측되었다. 이러한 부분에는 높은 열전달량을 견디는 열차폐소재를 배치시킬 필요가 있으므로 열전달량 분포 예측의 중요성을 확인할 수 있다.

수직미익 부분에서 높게 예측된 열전달량은 선두부에서 예측된 열전달량에 비해 매우 높은 값으로 예측되었는데, 이는 충격파 간섭에 의해 열전달량이 높게 예측된 결과일 가능성이 있다. 충격파 간섭을 확인하기 위해 해당 점의 위치를 중심으로 세 단면에서의 열 분포를 확인해보았다.

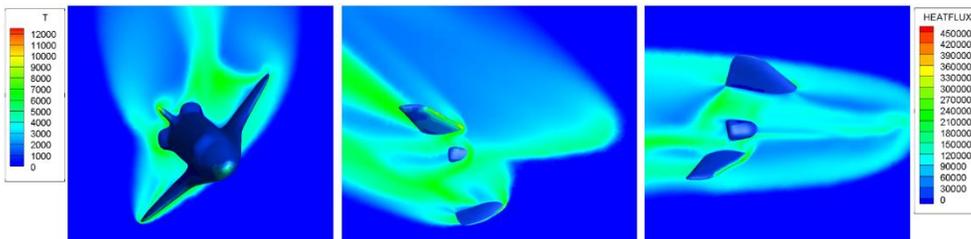


그림 36. Space Shuttle 세 단면에서의 충격파 발달 양상

그림 36을 보았을 때, 먼저 유동과 만나 발생한 충격파들이 후류에서 새롭게 발달하는 충격파 및 경계층과 간섭할 수 있음을 확인할

수 있다. 외부의 충격파와 새롭게 발달한 경계층이 만나 간섭이 일어날 경우, 경계층이 국소적으로 분리됐다가 재부착이 되면서 높은 열전달량이 발달할 수 있다.

X-37B 해석

해석 정보들을 다음의 그림과 표에 나타냈다.

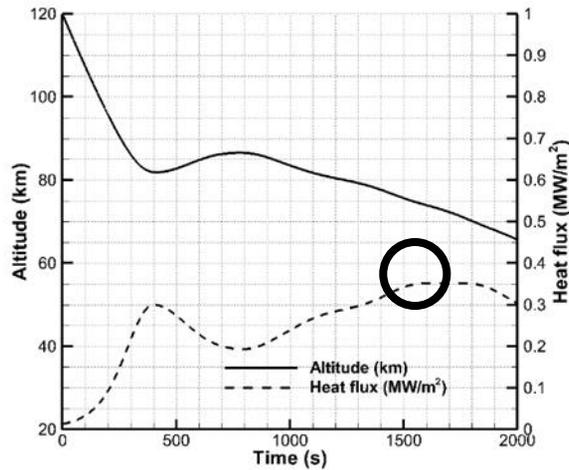


그림 37. X-37B SAPAR 결과 그래프 중 해석 시점

표 15. X-37B CFD 해석조건

격자 점	4,467,733개
지배방정식	5 화학종 비평형 Navier-Stokes Equation
공간차분법	M-AUSMPW+ & 3 rd order MLP
경계 조건	Constant Wall Temperature & Pressure Outflow Boundary Condition

표 16. X-37B 해석 유동 조건

고도 (km)	73.7978 ($q_{\infty} = 1961.48\text{Pa}$)
M_{∞}	21.9657
p_{∞} (Pa)	2.89208
ρ_{∞} (kg/m ³)	0.000048
T_{∞} (K)	210.749
AoA (°)	40
Bank Angle (°)	0

해석 결과는 다음과 같다.

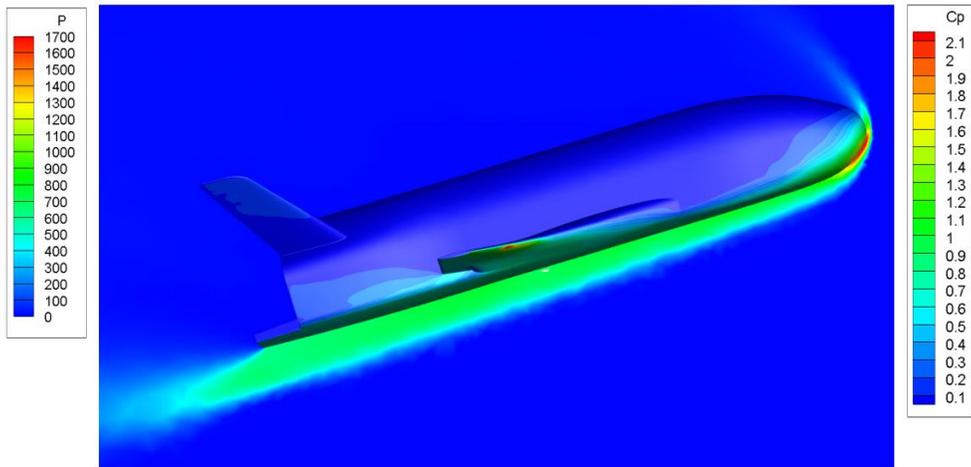


그림 38. X-37B Pressure - Cp Contour

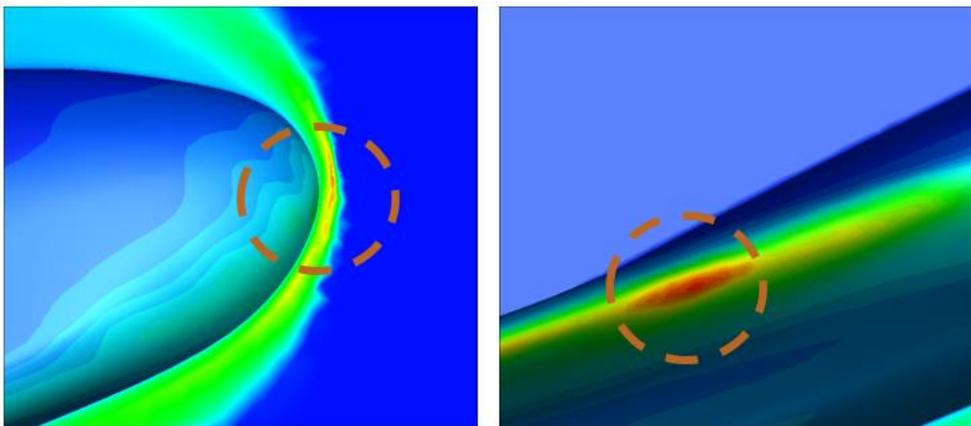
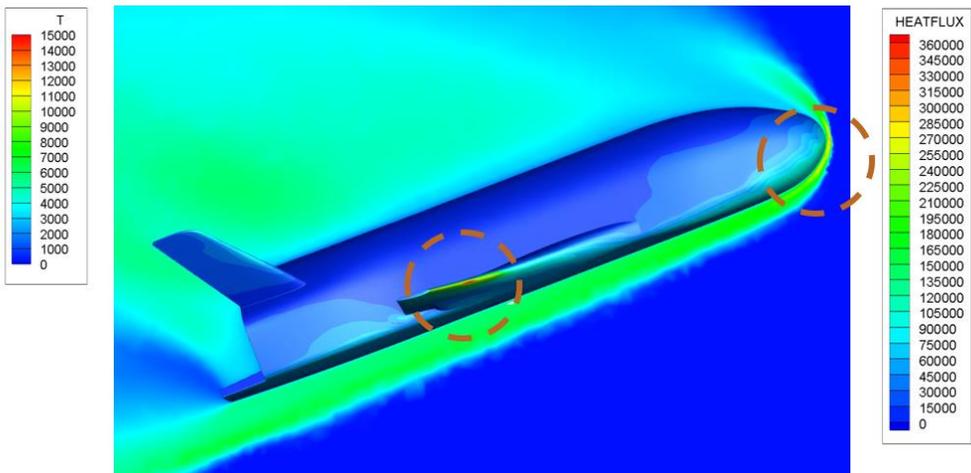


그림 39. X-37B T - Heat Flux Contour

열전달량 해석 결과, 선두부는 $0.15 - 0.16\text{MW/m}^2$, 날개 leading edge는 $0.35 - 0.36\text{MW/m}^2$ 정도의 열전달량 값이 예측되었다. 이 역시 non-catalytic 조건 해석이기 때문에 실제 finite catalytic 조건이 고려되었을 때는 이보다 큰 열전달량을 가질 것으로 추측된다. 날개 leading edge 부분이 선두부 열전달량보다 다소 크게 예측이 되었는데 이 역시 충격과 간섭 현상을 생각해볼 수 있다.

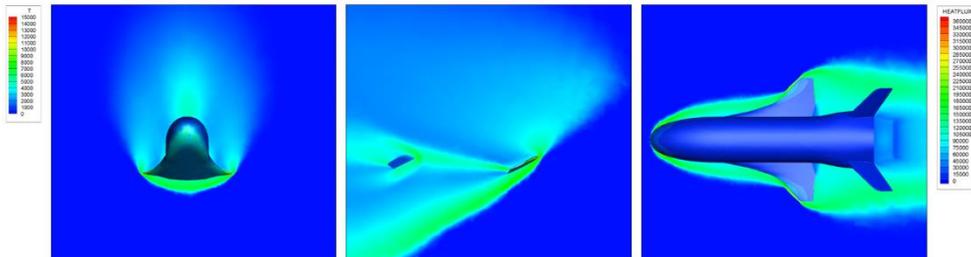


그림 40. X-37B 세 단면에서의 충격과 발달 양상

그림 40을 확인해 보았을 때, 선두부나 배면 stagnation point에서 발달한 궁형 충격파가 날개 leading edge와의 간섭을 일으켜 높은 열전달량을 나타낼 수 있음을 확인할 수 있다.

제 4 장 결론 및 향후 과제

본 논문에서는 생존성 분석 프로그램의 일종인 SAPAR를 개선시켜 modified Newtonian method를 이용하여 우주비행기와 같은 복잡한 형상에 대한 공력 계산을 적은 계산 비용으로 가능하게 했으며, 근사식을 이용하여 선두부 최대 열전달량을 예측할 수 있도록 하였다. 또한, 뱅크각 자세 변화를 반영한 궤적 계산이 가능하도록 하는 기능을 넣어 우주비행기 뱅크각 변화가 궤적설계에 미치는 영향을 분석하였다. 뱅크각의 변화는 유효 양력과 항력을 변화시켜 궤적 상의 열전달량 크기를 조절할 수 있게 한다. 자세를 고정시키고 재돌입하는 궤적 상에서는 bouncing point에서 보통 열전달량 peak가 발생하는데 뱅크각의 변화를 적절히 주어 이 peak를 낮출 수 있다.

또한, SAPAR를 통해 예측된 최대 열전달량이 발생하는 구간의 유동 조건들을 얻어내 CFD 해석을 수행하였고 열전달량 분포를 예측하였다. 그 결과, 선두부 열전달량 뿐만 아니라 날개 leading edge, 미익 등에서도 열전달량이 높게 나타날 수 있음을 확인하였다. 이처럼 궤적 해석에서는 선두부 열전달량만을 일반적으로 해석하지만, 소재 특성을 고려하기 위해서는 보다 정확한 CFD 해석의 필요성을 확인하였다.

궤적 해석과 열전달량 해석 연구에는 추가적으로 수행해야 할 과제들이 아직 많이 남아 있다. 궤적 해석과 관련해서는 연속적인 받음각 변화의 영향을 뱅크각의 변화와 함께 고려하는 연구가 추가로 수행되어야 할 것이며, 최적화 기법을 이용해 보다 최적의 궤적을 도출해내는 연구가 추가로 수행되어야 할 필요가 있다.

열전달량 해석과 관련해서는 CFD 결과의 안정성을 뒷받침해줄 수

있는 결과들이 추가로 필요할 것이며, 벽면 화학 반응을 고려한 열전달량 해석이 가능하도록 추가 연구가 수행되어야 할 것이다. 벽면 화학 반응 고려 여부에 따라 벽면 열전달량이 크게는 수 배 차이가 날 수 있기 때문에 이는 정확한 열전달량 분포 예측을 위해 꼭 필요한 부분이다. 또한 본 논문에서는 최대 열전달량이 발생하는 한 구간에 대해서만 유동 해석을 수행하였지만 우주비행기의 자세 변화에 따라 열전달량 분포 정도가 연속적으로 달라지기 때문에 효율적인 열차폐소재 배치를 위해서는 더욱 다양한 궤적 지점에서의 유동 해석들이 추가로 수행되어야 할 필요가 있다.

참고 문헌

- [1] Chaffee, N., “Space Shuttle Technical Conference,” NASA CP-2342 Part II, January 1985.
- [2] Lau, K. Y., “Aerothermodynamics and Hypersonic Vehicle Design,” Excerpt from 2008 AIAA Fundamentals of Hypersonic Flight Short Courses.
- [3] Moore, N. E., “Space Shuttle Entry Terminal Area Energy Management,” NASA TM-104744, November 1991.
- [4] Needham, V., “Space Exploration Merit Badge April 2000,” <https://jrm.phys.ksu.edu/Scouts/Video/index.htm>.
- [5] Xue, S. and Lu, P., “Constrained Predictor–Corrector Entry Guidance,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 33, No. 4, 2010, pp. 1273–1281.
- [6] Zhang, K. and Chen, W., “Reentry Vehicle Constrained Trajectory Optimization,” 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, San Francisco, California, April 2011.
- [7] Kerr, M., Haya, R., Penin, L. F., Zaiacomo, G. D., Mostaza, D., and Marco, V., “IXV Re–Entry Guidance, Control & DRS Triggering: Algorithm Design and Assessment,” AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Minneapolis, Minnesota, August 2012.
- [8] Angelini, R. and Denaro, A., “IXV Re–Entry Demonstrator: Mission Overview, System Challenges and Flight Reward,” *Acta Astronautica*, Vol. 124, 2016, pp. 18–30.

- [9] Liu, X., Shen, Z., and Lu, P., “Entry Trajectory Optimization by Second-Order Cone Programming,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 39, No. 2, 2016, pp. 227–241.
- [10] NASA Dryden Flight Research Center, “X-33 by Lockheed Martin above Earth – Computer Graphic,” <https://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/X-33/HTML/EC96-43631-9.html>.
- [11] Lips, T. and Fritsche, B., “A Comparison of Commonly Used Re-Entry Analysis Tools,” *Acta Astronautica*, Vol. 57, 2005, pp. 312–323.
- [12] Xinju, W., Ruifeng, H., Xi, Q., Xiang, Q., and Zhe, W., “Space Debris Reentry Analysis Methods and Tools,” *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 24, 2011, pp. 387–395.
- [13] Sim, H. S. and Kim, K. H., “Reentry Survival Analysis of Tumbling Metallic Hollow Cylinder,” *Advances in Space Research*, Vol. 148, No. 5, 2011, pp. 914–922.
- [14] Tauber, M. E., Menees, G. P., and Adelman, H. G., “Aerothermodynamics of Transatmospheric Vehicles,” *Journal of Aircraft*, Vol. 24, No. 9, 1987, pp. 594–602.
- [15] Park, C., “Assessment of Two-Temperature Kinetic Model for Ionizing Air,” *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 3, No. 3, 1989, pp. 233–244.
- [16] Kim, K. H. and Kim, C., “Accurate, Efficient and Monotonic Numerical Methods for Multi-Dimensional Compressible Flows Part I: Spatial Discretization,” *Journal of Computational Physics*, Vol. 208, No. 2, 2005, pp. 527–569.

- [17] Kim, K. H. and Kim, C., “Accurate, Efficient and Monotonic Numerical Methods for Multi-Dimensional Compressible Flows Part II: Multi-dimensional Limiting Process,” *Journal of Computational Physics*, Vol. 208, No. 2, 2005, pp. 570–615.
- [18] 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, 2001, pp. 38–80.
- [19] Hale, W., Lane, H., Chapline, G., and Lulla, K., “Wings in Orbit: Scientific and Engineering Legacies of the Space Shuttle, 1971–2010,” NASA/SP–2010–3409, January 2011.
- [20] Alber, I. E., “Estimating the Orbiter Reentry Trajectory and the Associated Peak Heating Rates,” *Aerospace Engineering on the Back of an Envelope*, Vol. 1, Springer, Berlin, Germany, 2012, pp. 117–198.
- [21] Saleem, M. K., “Electrostatic Forces for Swarm Navigation and Reconfiguration,” Master Dissertation, Science in Electrical Engineering Dept. Blekinge Institute of Technology, Karlskrona, Sweden, 2007.
- [22] Sforza, P. M., “Atmospheric Entry Mechanics,” *Manned Spacecraft Design Principles*, 1st ed., Elsevier, Oxford, UK, 2016, pp. 117–198.

Abstract

Numerical Study on Optimal Trajectory and Heat Flux Analysis of Re-Entering Spacecraft

Dohoon Kim

Department of Aerospace Engineering

The Graduate School

Seoul National University

This paper deals with the literature investigation related to the re-entry trajectory optimization studies and an analysis process was established based on that investigations. To design the thermal protection system, three steps of analysis procedures should be performed: trajectory analysis, aeroheating analysis, and structural thermal analysis. Based on this process, the optimal trajectory was derived using the survivability analysis program, and a specific analysis point was selected to analyze the heat flux distribution through CFD analysis. In general, trajectory optimization studies perform trajectory optimization with only the heat flux amount at the nose of the spaceplane as the objective function. However, to deploy thermal protection materials efficiently, it is necessary to analyze the heat flux distribution over the entire spaceplane shape.

SAPAR was used as a survivability analysis program, and the modified Newtonian method was applied to perform the aerodynamic analysis using a small computational cost for an arbitrary spaceplane

shape. Also, to predict the nose heat flux amount it uses the approximate equation. SAPAR was improved to reflect changes in bank angles, and the effect of bank angles on trajectory design was analyzed. After deriving SAPAR results for the Space Shuttle and X-37B shapes, CFD analysis was performed. It was confirmed that high heat flux concentration can occur on the leading edge of the wing, tail, etc. These phenomena can occur for shock-wave/boundary-layer interactions.

Keywords : Hypersonic Flow, Numerical Analysis, Optimum Trajectory, Spaceplane, Re-Entry, Thermal Protection System
Student Number : 2018-23090