

CFD를 이용한 로켓 공력가열 온도 예측

김성룡¹, 김영훈², 옥호남², 김인선²

AERODYNAMIC HEATING TEMPERATURE OF SOUNDING ROCKET USING CFD

S.-L. Kim¹, Y.-H. Kim², H. Ok², and I. Kim²

Aerodynamic heating temperature shown in a NASA's sounding rocket test data was reproduced with CFD technique, comparing with those with analytical method. CFD made heat transfer rates and recovery temperatures as the flight trajectory, which made it possible to calculate the wall temperature of rocket. The predicted wall temperature was compared with analytically predicted temperatures. Both the temperatures were compatible although their recovery temperature and heat transfer rates are a little different.

Key Words: 전산유체역학(CFD), 공력가열(Aerodynamic heating), 과학로켓(sounding rocket), 열전달계수(heat transfer coefficient), 회복온도(recovery temperature)

1. 서 론

고속으로 비행하는 물체는 공력가열을 받는다. 공력가열에 대한 예측은 시험과 이론, 전산해석을 통해 접근할 수 있으며 본 논문은 시험에서 관측한 공력가열 온도와 비교하여 전산 해석의 유용성을 파악하고자 하는 검증과정 중의 하나이다.

기준이 되는 비행 시험 데이터는 NASA에서 60년대에 발행했던 보고서이며[1,2], 공력가열 온도 상승을 계측한 로켓의 비행시간은 20여초이다. 이 시간 동안 로켓은 마하수 1.7에서 10까지 변화하였다. 오자이브 형상의 선두부에 매우 얇은 표면 두께를 이용하여 온도를 측정하였기 때문에 공력가열 검증에 적절한 시험 데이터를 제공한다.

전산유체해석(CFD)를 이용하여 전체 비행시간 동안의 공력가열온도를 예측하는 방법은 크게 두 가지가 있을 수 있다. 하나는 실시간으로 변하는 벽면온도를 고려하여 직접 가열량을 구하여 최종 온도를 구하는 방법이다. 벽면온도 T_w 는 가열량 q 와 벽면 비열 C_p , 밀도 ρ , 두께 δ , 시간간격 Δt 으로

구할 수 있다. $dT_w/dt = q/(\rho C_p \delta)$ 의 차분식이 이용된다. 두 번째의 방법은 열전달계수 h 와 회복온도 T_{recv} 를 구하여 계산하는 방법이다. 벽면온도 계산에는 $dT_w/dt = h(T_{recv} - T_w)/(\rho C_p \delta)$ 가 쓰일 수 있다.

가열량 이용 방법은 벽면온도에 상관없이 균일한 가열량이 가해지기 때문에 온도가 선형적으로 상승한다. 따라서 벽면온도가 단일온도보다 높아져 실제현상과 달라질 수 있지만 시간간격만 충분히 짧다면 정확한 예측을 할 수 있다.

열전달계수를 이용하는 방법은 벽면온도에 따라 가열량이 달라지고 최고온도는 항상 회복온도보다 낮을 수밖에 없다. 물리적으로 공력가열은 대류열전달이기 때문에 열전달계수를 이용한 온도예측이 더욱더 타당하다. 그러나 이 방법은 회복온도를 필요로 하는데, 경계층 바깥의 자유류 조건으로부터 해석적으로 구하거나, 단일벽면으로 가정하여 직접 구할 수밖에 없다. 이는 추가적인 계산을 필요로 한다.

본 연구에서는 CFD 검증을 위하여 전체 비행 시간 중 일부만 선택하여 로켓 주위의 유동장을 해석하여 공력가열 온도를 예측하였다. 비교를 위하여 해석적 예측프로그램인 MINIVER[3]를 이용한 결과도 인용하였다. CFD 검증은 앞에서 언급한 두 가지 방법의 차이, 시간 간격 등 계산방법에 따른 차이 등을 밝힐 것이다.

1 정희원, 한국항공우주연구원 열공력그룹

2 정희원, 한국항공우주연구원 열공력그룹

* Corresponding author E-mail: saintL@kari.ac.kr

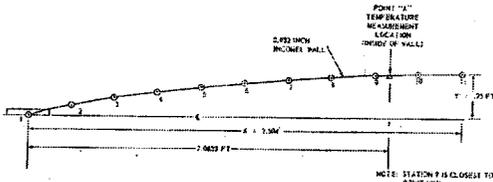


Fig. 1 Ogive 형태의 선두 형상 [1]

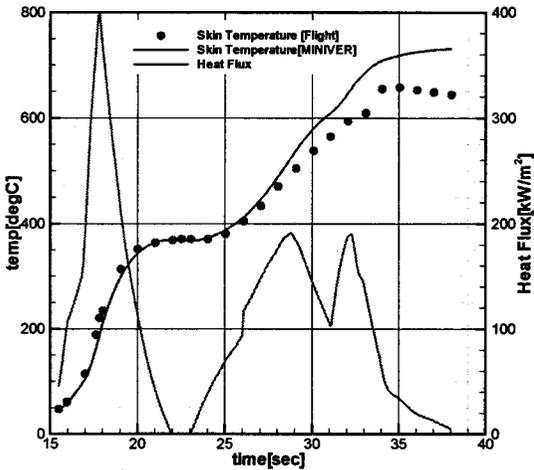


Fig. 3 비행데이터와 MINIVER 예측값

2. NASA 시험비행과 해석적 예측

2.1 로켓 형상 및 궤적

NASA의 시험비행에 사용한 오자이브형상은 그림 1에, 비행궤적은 그림 2에 나타났다. 자세한 형상데이터와 측정점 정보는 참고문헌[1]에 제시되어 있다. 그림 2에서 적어도 25초까지의 단위길이 레이놀즈수가 매우 크기 때문에 완전한 난류 유동으로 간주할 수 있다.

2.2 해석적 예측

MINIVER를 이용한 해석적 예측은 오자이브 형상을 경사 콘으로 가정하여 Spalding & Chi의 난류경계층 이론을 적용하여 계산하였다. 그림 3에 시험에서 측정된 벽면온도와 해석적 예측값 그리고 그에 따른 벽면 순수 가열량을 나타냈다. 30초 이후에 예측값이 측정값에서 조금씩 벗어나지만 대부분 만족할만한 정확도를 보였다.

대기조건은 1976 US 표준 대기를 사용하였으며 비행프로파일은 보고서에 나타난 그래프에서 캡처하였다. 계산에 사용된 시간간격은 1/100초이다.

시간간격의 효과를 보고자 MINIVER의 시간간격을 달리한

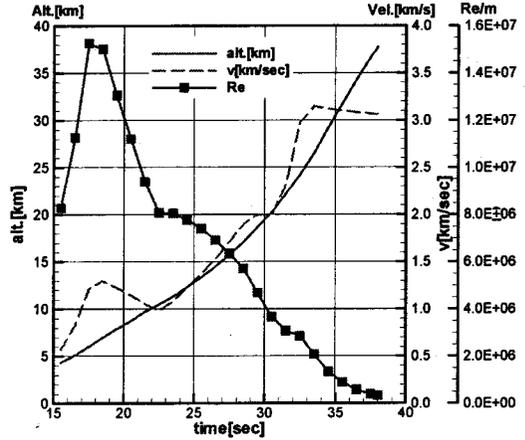


Fig. 2 로켓의 고도와 속도

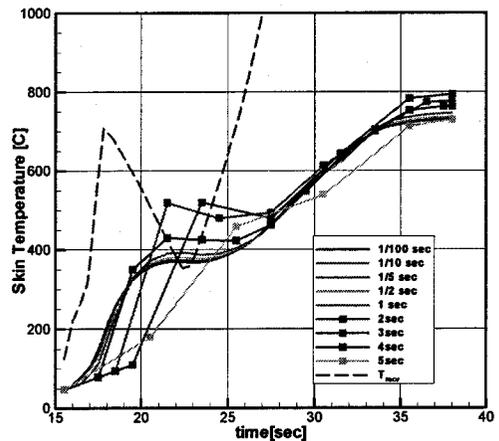


Fig. 4 시간간격에 따른 해석해의 온도변화

결과를 그림 4에 나타냈다. 각각의 시간에서 열전달계수와 회복온도를 구하고 시간간격만큼 떨어진 다음 시간의 온도를 예측하는 방법을 쓴다. 이 경우 가열량은 $h(T_{recv} - T_w)$ 이기 때문에 시간간격이 지나치게 크다면 다음 시간에서 실제보다 높은 온도를 예측할 수 있다. 그림 3에서 시간간격이 1초보다 큰 경우 20초 근처에서 나타나는 높은 온도가 바로 이에 기인한다. 이런 경우 벽면온도가 회복온도가 높아져 공력냉각이 작동한다.

흥미로운 점은 벽면의 온도 변화가 시간간격에 관계없이 대략적으로 비슷하다는 점이다. 공력가열과 같은 대류 열전달에서는 회복온도(일반 대류열전달에서는 외기온도)에 가까워지는 방향으로 열전달되기 때문에 그림 4와 같은 25초까지의 온도변화가 설명된다. 25초 이후의 일관된 온도 상승은 열전

달계수의 차이보다 회복온도가 매우 높기 때문에 온도 상수들이 비슷한 것으로 판단된다.

3. CFD 공력가열예측

공력가열 계산에 상용의 Fluent[4]를 사용하였으며, 초음속 난류 유동에 많이 쓰이는 Spalart-Allmaras 모델을 이용하였다. 공력가열 계산은 일반적인 공력계산보다 더 많은 수렴시간이 요구되기 때문에 다양한 차분방법, 난류모델 및 격자 조건 등을 시험하기에는 제한사항이 많다. 본 논문에서는 간단히 격자 테스트만을 수행하고 나머지 사항들은 관례적으로 사용하는 모델들을 적용하였다.

CFD로 공력가열 온도를 예측하는 방법은 앞에서 언급하였듯이 두 가지 방법이 있다. 열전달 계수를 이용하는 방법은 회복온도와 열전달 계수를 따로 구하여 계산하면 된다. 그러나 이 경우에도 열전달계수도 벽면온도에 의존적이기 때문에 되도록 실제에 가까운 벽면온도를 가정하여 열전달계수를 구하여야 한다.

반면에 가열량으로 구하는 방법은 벽면온도에 직접적으로 의존하기 때문에 계산시점의 정확한 벽면온도의 정보가 필요하다. 이 의미는 초기에 잘못된 벽면온도가 예측되

면 비행시간이 지남에 따라 회복할 수 없는 오류를 범하게 될 수도 있다. 벽면 온도는 (1) CFD 예측으로 순차적으로 구하는 방법 (2) 일정온도로 가정 (3) 해석적 계산으로부터 구할 수 있다. 본 연구에서는 실제 비행시험에서 측정된 온도를 사용하였다. 원칙적으로 (1)의 방법을 사용해야 하지만 초기 검증 단계에서 벽면 열전달계수의 온도 의존성 효과를 완화시키고자 비행시험의 벽면온도를 이용하였다.

3.1 격자 선택

네 가지 격자 모델을 선택하여 벽면 가열량을 구하여 보았다. 다른 문제와 마찬가지로 공력가열 해석에서도 벽면에서의 격자계의 조밀성이 중요하다. 벽면에서의 격자계 조밀성은 y^+ 나 Cell Reynolds 수로 조밀성을 측정한다. 본 연구에서는 비행시간 초기 셀 레이놀즈수가 10을 넘지 않도록 하였다.

표 1에서 제시한 바와 같이 주어진 4개의 격자계 모두 충분한 정확도를 보여준다. 비행 중 최고 레이놀즈수는 15.5초에서의 레이놀즈수의 약 2배 정도이므로 대략적으로 108×136

Table. 1 15.5초에서 계산 결과

격자계	108×68	219×68	108×136	219×136
Re(Cell)	7.63	7.63	3.82	3.82
Heat Flux	45.45	45.23	45.57	45.33

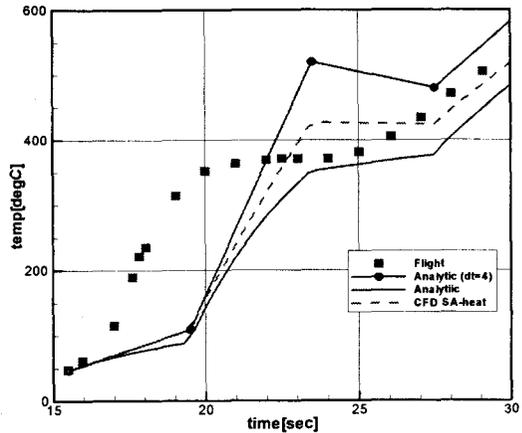


Fig. 5 가열량에 의한 벽면 온도 변화

격자계이면 셀 레이놀즈수가 항상 10 이하를 유지할 수 있게 된다. 이후 모든 계산은 108×136 격자계에서 수행하였다.

3.2 가열량에 의한 온도 변화

MINIVER에서 4초 간격으로 벽면온도를 구하여 CFD로 공력가열량을 계산하였다. 다음에 다시 4초 간격으로 구한 가열량을 바탕으로 벽면온도를 다시 계산하였다. 이 때 가열량은 평균을 취하지 않았다. 표2에는 벽면온도와 CFD 공력가열량, 그리고 해석해의 공력가열량을 비교하였다. 최종적으로 CFD 공력가열량에 의한 벽면온도는 그림 5에 비교하였다. 단 계산용량의 제한으로 비행시간 31.5초까지만 비교하였다.

동일한 벽면온도로 계산하였지만 CFD와 해석해의 가열량은 차이가 있고 비록 그 경향성은 비슷하지만 최종적인 온도 변화에서 적지 않은 차이를 나타낸다. 이러한 차이는

우선 MINIVER 해석해가 오자이브 형상을 콘으로 가정했기 때문인 것으로 판단된다. 어쨌든 정확한 결과는 각각의 방법에서 비행프로파일에 따른 온도를 예측해보면 가장 정확할 것이다.

3.3 열전달 계수에 의한 공력가열 온도 예측

열전달 계수를 추출하는 방법은 벽면 온도에 맞추어 열전달계수를 구하거나 일정한 온도에서 열전달계수를 추출하는

Table. 2 벽면온도와 CFD 공력가열량

시간 (sec)	해석벽면온도 (K)	가열량 (CFD)	가열량 (Analytic)
15.5	320	45.3	45.9
19.5	382	265.6	311.2
23.5	793.3	-3.4	-27.9
27.5	753.2	141.5	166.1

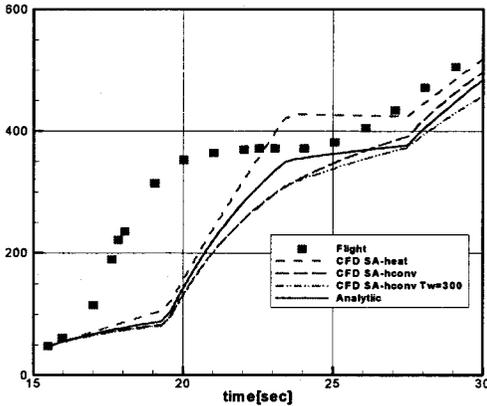


Fig. 6 열전달계수 추출에 의한 공력가열온도

것이다. 물리적으로는 열전달계수가 벽면온도의 함수이기 때문에 이를 고려해야만 한다. 실제로 MINIVER 같은 경우는 이러한 방법이 적용된다. 그러나 실제로 이러한 방법은 정확한 값을 추출할 수 있더라도 비행체적에 따라 순차적으로 열전달 계수를 구하여야 하기 때문에 매우 힘든 과정이다. 반대로 일정온도에서 계산하는 방법은 오차를 포함하고 있을 지라도 비행체도만 제공되면 한꺼번에 계산하여 데이터베이스로 저장하여 벽면온도를 계산할 수 있다.

본 연구에서는 두 가지 방법을 모두 적용하여 비교하였다. 벽면온도를 고려한 열전달계수를 구할 때는 MINIVER에서 구한 벽면온도를 사용하였고, 일정온도의 벽면온도 조건에서는 300K로 가정하였다. 회복온도는 벽면 단열조건으로 따로 계산하였다.

표 3에는 CFD로 구한 회복온도와 각각의 경우에 구한 열전달계수를 제시하였다. 열전달 계수는 비슷한 경향성에도 불구하고 19.5초만 제외하면 상당한 차이를 나타낸다.

그림 5에는 열전달계수에서 구한 벽면온도의 변화를 도시하였다. 앞선 가열량에 의한 온도 변화와는 달리 계산에 필요한 데이터는 4초간격으로 구했지만, 실제 벽면온도 계산할때는 1/100초 간격으로 계산하였다. 그래서 그림 6과 같은 부드러운 곡선으로 온도변화가 나타난다.

표 3의 열전달계수의 차이에도 불구하고 그림 6의 실제 벽면온도는 그리 큰 차이를 나타내지 않는다. 이는 총가열량 계

산에서 열전달계수보다 회복온도의 역할이 크다는 것을 의미한다. 또한 MINIVER의 회복온도는 CFD 회복온도와 차이가 있음에도 불구하고 실제 벽면 온도변화가 비슷하다.

이러한 결과를 종합해서 보면 CFD로도 시간간격만 충분히 유지한다면 적어도 완전 난류 유동에서는 비교적 정확한 결과를 보여준다는 것을 알려준다. CFD의 강점이 본 논문에서 다루고 있는 간단한 오자이브 형상이 아니라 복잡한 형상에 대한 공력가열을 계산할 수 있다는 점에 있다. 그렇기 때문에 이러한 정확한 온도 예측은 실제 비행체 형상의 공력가열 예측에 큰 도움이 될 것이다.

4. 결 론

실제 NASA의 로켓 비행시험에 대하여 공력가열 해석을 수행하여 효용성을 검증하였다. 비교적 큰 시간간격에 대해서 CFD해석한 결과 완전한 난류유동에서 열전달 계수를 이용한 벽면온도 예측은 비교적 정확하다고 할 수 있다. 이러한 결과는 보다 복잡한 형상에 대하여 CFD 적용을 가능케한다는 점에서 의미가 있다.

앞으로는 넓은 시간간격이 아닌 충분한 작은 시간간격에서 실제 비행온도의 변화를 예측하여 정확성을 좀더 보장해야 할 것이고, CFD를 통한 층류-난류 천이 유동이나 난류 후류 유동에서의 공력가열예측의 효용성을 증명하는 작업이 필요하다

참고문헌

- [1] L.D.Wing, "10 Element One Dimensional Structural Heating Programs," Document X-721-69-454, NASA Goddard Space Flight Center, 1969
- [2] Wm.M.Bland,Jr and K.A.Collie, "Free Flight Aerodynamic Heating Data to Mach Number 10.4 for a Modified Von Karman Nose Shape," NASA TND 899, 1961
- [3] Hendler, D. R., "MINIVER: Miniature version of real/ideal gas aero-heating and ablation computer program," NASA CASI, 1976[4] Fluent 6 User's manual, Fluent,Inc., 2006

Table. 3 회복온도와 열전달 계수

비행시간 (sec)	회복온도 (K)	열전달계수(W/m ²)	
		벽면온도 (표3)	벽면온도 (300K)
15.5	373.2	851.5	794.0
19.5	735.3	751.7	758.4
23.5	785.7	451.7	322.3
27.5	1040.7	493.3	348.9