

한국형발사체 시스템 설계 형상에 대한 공력 특성 및 하중 해석

이준호*, 옥호남**, 김영훈***, 김인선****

A Numerical Analysis of Aerodynamic Characteristics and Loads for KSLV-II Configuration at the System Design Phase

Joon Ho Lee*, Honam Ok**, Younghoon Kim***, Insun Kim****

Abstract

In this study, a numerical analysis based on CFD methods has been conducted to predict the aerodynamic coefficients and aerodynamic loads of KSLV-II configuration designed at the system design phase. By the effects of exclusion of engine cowls of prior configuration, axial force and normal force decreased and center of pressure was much moved to the nose direction. Also, aerodynamic loads at flight and on the launch pad were predicted for structural load analysis. The computed results will be used for mission analysis and structural analysis at the next design phase.

초 록

한국형발사체 시스템설계 형상에 대해 전산유동해석(CFD) 기법을 이용하여 공력 특성 및 하중을 예측하였다. 이전 형상에 비하여 엔진 카울이 없어짐에 따라 축력과 수직력이 감소하였으며, 압력 중심이 전방으로 크게 이동하였다. 그리고 하중 해석을 위해 비행 중 및 발사대 대기 중의 공력 하중을 산출하였다. 공력 계수 및 공력 하중 해석 결과는 다음 설계 단계의 임무 설계 및 구조 해석 분야에 활용된다.

키워드 : 한국형발사체(KSLV-II), 전산유체역학(CFD), 공력계수(aerodynamic coefficient), 공력하중(aerodynamic load), 압력중심(center of pressure)

1. 서 론

한국형발사체 시스템설계 결과에 따라 DAC(Design Analysis Cycle)-1B 형상이 결정되었으며, 발사체열/공력팀에서 시스템 설계 형상

에 대해 전산유동해석을 수행하였다.

비행 조건은 체계설계팀에서 제공하였으며, 공력 하중 예측에 필요한 조건은 발사체구조팀에서 제공하였다. 상기 자료를 이용하여 한국형발사체 시스템설계 형상에 대해 전산유동해석(CFD) 기

접수일(2013년 5월 2일), 수정일(1차 : 2013년 6월 14일, 게재 확정일 : 2013년 7월 1일)

* 발사체열/공력팀/joonho@kari.re.kr

*** 발사체열/공력팀/honam@kari.re.kr

*** 발사체열/공력팀/ykim@kari.re.kr

**** 발사체열/공력팀/iskim@kari.re.kr

법을 이용하여 공력 계수 및 하중을 예측하였으며, 본 논문에서는 해석 결과를 상세히 기술하였다.

공력 계수 및 공력 하중 해석 결과는 관련 팀 (체계설계팀, 발사체구조팀)에 제공되었으며[1], 다음 설계 단계의 임무 설계 및 구조 해석 분야에 활용된다.

2. 본 론

2.1 형상 및 해석 기법

2.1.1 해석 형상

그림 1에 SDR(System Design Review)에서 발표된 DAC-1B 형상을 나타내었으며[2], 그림 2에는 SRR(System Requirement Review)에서 발표된 DAC-0 형상을 나타내었다.[3] DAC-1B 형상이 DAC-0 형상과 차이가 나는 점은 크게 다음과 같다. (기술 보안을 고려하여 본문 및 그림에서 구체적인 수치는 삭제하였다.)

- ① 엔진 카울이 없어짐
- ② 페어링 최대직경 감소 : -50 mm
- ③ 페어링 더블 콘 L/D 변경 : 1.29 → 1.0
- ④ 전체 길이 감소 : -143 mm

2.1.2 해석 기법

1단 엔진 노즐부를 제외한 전방 동체에 대해 전산유동해석을 수행하였다. 전산유동해석은 발사체열/공력팀이 보유하고 있는 상용 CFD 코드인 Fluent[4]를 사용하였으며, 최대 동압 구간과

같은 주요 해석 결과에 대해서는 자체 개발한 TAT132 code[5]를 이용한 병행 해석으로 Fluent 해석 결과를 검증하였다.

비행 Mach 수 및 Reynolds 수는 실제 비행 조건에서의 값을 사용하였다. 경계층의 천이는 고려하지 않았으며, 공력 가열이 관심사는 아니므로 층류 유동이 상당 부분 포함되는 고 Mach 수 조건에서도 모두 난류 영역으로 가정하였다. 난류 모델은 천음속/초음속 영역의 항공우주 분야에 적합한 것으로 알려진 Spalart-Allmaras Model을 사용하였다.

기저부(base) 축력은 NASA의 비행시험 측정 결과를 바탕으로 한 경험식을 사용하여 산출하고 [6], CFD로 구한 전방 동체 축력에 합산하여 전체 축력을 계산하였다.

그림 3에는 발사체 주위의 계산 격자 및 해석 결과(압력 분포)의 일부를 나타내었다. 격자 수는 206×101×61이고, Inflow 경계 조건은 pressure farfield 조건, outflow 경계 조건은 pressure outlet 조건을 적용하여 계산하였다.

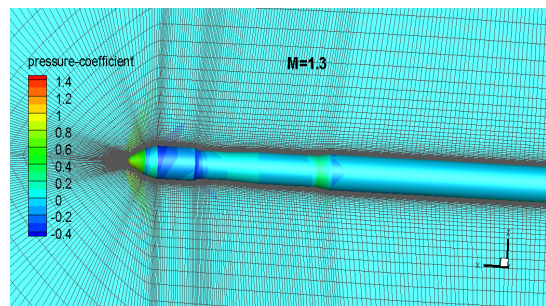


그림 3. 계산 격자 및 압력 분포(M=1.3, AOA=5deg)



그림 1. 한국형발사체 DAC-1B 형상

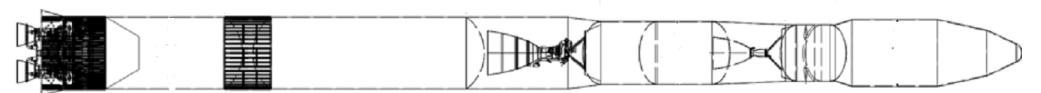


그림 2. 한국형발사체 DAC-0 형상

2.1.3 계산 결과 보정

공력 특성 및 하중의 예측에는 발사체열/공력 팀이 보유한 TAT132 또는 Fluent와 같은 전산유동해석(CFD) 코드를 이용하고 있으며, 과학로켓 개발부터 현재까지의 해석과 검증을 통해 그 정확도 및 효율성이 확인된 코드이다. 그럼에도 불구하고 CFD 해석 자체의 한계는 있으며, 특히 초기 설계 단계의 외형과 최종 발사 형상과의 차이로 인하여 공력 해석(공력 계수 및 공력 하중) 결과를 보정해서 사용하는 것이 바람직할 것이다.

경험적으로 CFD 계산 결과는 풍동시험과 비교할 때 축력, 수직력 및 피칭 모멘트의 경우 대략 5~10% 정도의 오차를 나타내고 있어 보수적으로 10%를 보정하였으며, 압력 중심 X_{cp} 에 대해서는 현재의 계산 기법이 풍동시험에 비해 좀더 전방으로(안정성에 나쁜 방향으로) 예측하는 경향이 있어 별도의 보정을 수행하지는 않았다.

한편, 나로호 개발 과정에서 항우연의 CFD 코드를 이용한 공력 하중 예측 결과는 흐루니체프의 예측 값과 비교하여 일부 영역에서 약 30% 정도 더 작게 예측된 바 있었다. 그 이유는 항우연의 CFD 계산은 외부 부착물 등이 고려되지 않은 형상에 대한 것이고, 흐루니체프는 비행 시험 등으로 확인된 경험적 기법을 이용하여 이미 최종 형상에 가까운 결과였기 때문으로 추정되었다. 한국형발사체에도 상당한 크기의 부착물들이 장착될 것으로 보이며, 이러한 부착물의 영향을 고려하기 위하여 앞에서 CFD 정확도를 보정한 공력 계수 및 공력 하중 값에 추가적으로 30%를 더해 주었다. 단, 돌출물 효과의 고려는 아직 2단 및 3단의 돌출물 형상이 미정인 상황을 감안하여, 현 계산에서는 국부적으로 1단에만 적용하였

다. 추후 부착물의 위치가 좀 더 명확해지면 공력 계수의 재계산이 필요하다.[7] 또한, 2013년 4월에 한국형발사체에 대한 풍동시험을 수행하였으며, 풍동시험 결과를 분석하여 돌출물 효과를 좀 더 정확하게 고려할 예정이다.

경험식을 이용하여 계산한 기저부 압력/축력은 정확도를 판단하기가 어려워 계산에서 구한 값을 보정 없이 그대로 사용하였다. 고마하수(엄밀하게는 고고도) 비행영역에서는 기저부 압력이 주위보다 높아서 기저부 축력이 (-)인 효과가 있는데, 보수적인 측면에서 이러한 축력 이득(마이너스 축력)은 반영하지 않았다. 이러한 판단에는 경험식을 사용한 기저부 압력/축력 해석방법의 특성이 고고도로 갈수록 해의 uncertainty가 커지는 점도 고려되었다.[6]

한국형발사체의 발사대 대기 상태의 공력 하중 조건은 참고문헌 7의 조건을 따른다. 이에 따라 지상풍 기준은 높이에 대한 함수로 주어진다.

$$w(x) = 15.0 \left(\frac{x}{10.0} \right)^{0.2} \quad (1)$$

지상풍 하중에 대한 CFD 해석 결과에 후처리 과정으로 적용되는 보정 값은 아래의 값을 사용하였다.[7]

- unsteady 보정 : 1.4
(단, 후처리가 아니라 CFD 해석 과정에서 속도향으로 기반영)
- dynamic 보정 : 1.5
- CFD 보정 : 1.1
- 돌출물 보정 : 1.3(1단만)

표 1. 공력 해석 보정 계수

해석 대상 보정 계수	비행 중 공력 계수	비행 중 공력 하중	지상풍 공력 하중	비고
unsteady 보정	—	—	1.4	peak wind (gusts) 보정
dynamic response 보정	—	—	1.5	vortex shedding & gusts 보정
CFD 보정	1.1	1.1	1.1	
돌출물 보정	1.3(1단만)	1.3(1단만)	1.3(1단만)	

이상에서 설명한 CFD 해석 결과에 후처리 과정으로 적용되는 보정 계수 값은 체계설계회의 및 관련 팀(발사체구조팀, 체계설계팀) 회의를 거쳐 협의된 결과이다. 보정 계수의 값을 표 1에 종합적으로 정리하였다.[7,8]

2.2 해석 결과 및 분석

발사체와 같은 형상의 경우 받음각 5° 정도까지의 영역에서는 공력 특성은 일반적으로 받음각에 대해 선형성을 보이며, 축력 계수의 경우 그 크기가 일정하다. 따라서 받음각 5°에 대한 계산 결과를 이용하여 압력 중심을 산출하며 그 값은 받음각이 변하여도 일정하다고 가정한다. 추후 풍동시험을 수행하게 되면 세밀한 받음각에 대해서 결과를 얻게 되며, 따라서 받음각에 대한 미세한 변화도 예측할 수 있게 될 것이다.

2.2.1 비행 중 공력 계수

체계설계팀이 제공한 DAC-1B 비행조건[9] 중에서 DAC-0에서 해석한 마하수와 유사한 조건을 선정하여 CFD 해석을 수행하였다. 그림 4부터 그림 7에 한국형발사체 DAC-1B 형상에 대한 공력 특성 예측 결과를 DAC-0의 결과와 비교하여 나타내었다.

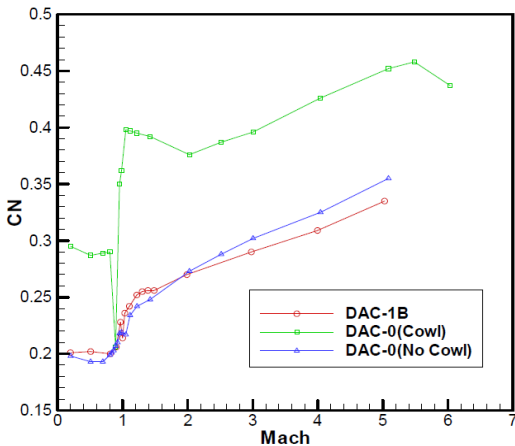


그림 4. DAC-1B 수직력 계수(CN) 해석 결과 (보정 전)

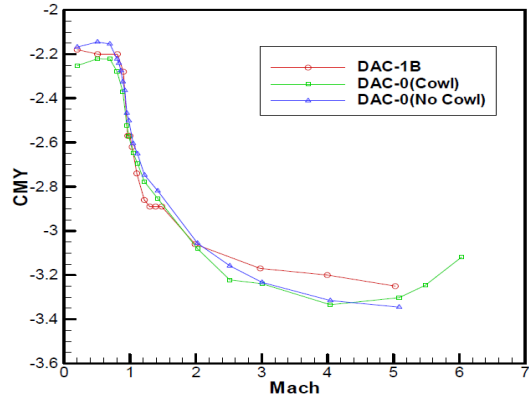


그림 5. DAC-1B 피칭 모멘트 계수(CMY) 해석 결과(보정 전)

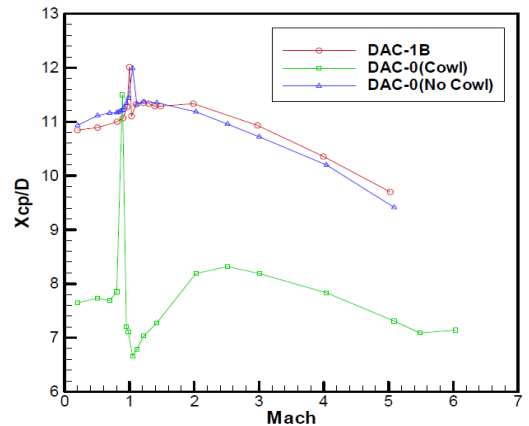


그림 6. DAC-1B 압력 중심(Xcp/D) 해석 결과(Base 기준)

DAC-1B 형상의 수직력 계수, 피칭 모멘트 계수, 압력 중심과 같은 공력 특성은 DAC-0 형상에서 카울이 없는 경우와 유사한 특성을 나타내고 있다. 실제적으로, DAC-1B 형상과 카울이 없는 DAC-0 형상은 노즈 페어링을 제외하고는 형태가 거의 유사하다. 카울이 없어짐에 따라 수직력이 감소하였으며, 압력 중심이 전방으로 크게 이동한 것을 알 수 있다.

그림 7은 전방 동체에 대한 축력 계수 분포이고, 그림 8은 전 기체에 대한 총 축력 계수 분포이다. 그림 8의 총 축력 계수는 기저부 축력을 합하고 모든 보정 값을 적용한 결과이며, DAC-0

의 해석 결과는 현 시점에서 동일 조건으로 보정하기 곤란하여 총 축력 계수는 DAC-1B 만을 나타내었다.

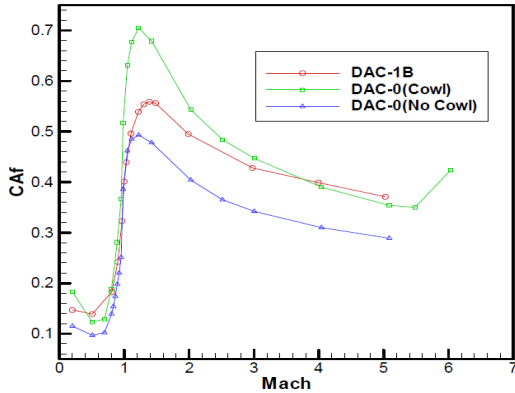


그림 7. DAC-1B 전방동체 축력 계수(CAf) 해석 결과(보정 전)

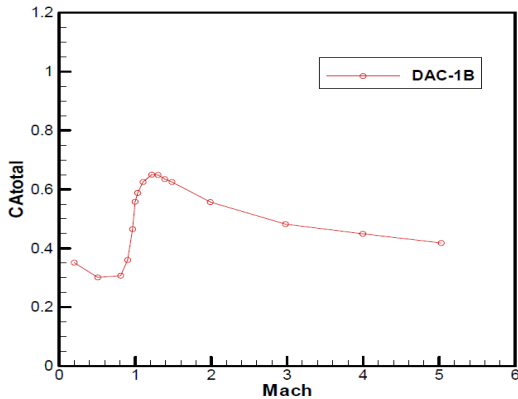


그림 8. DAC-1B 총 축력 계수(CAtotal) 해석 결과(보정 후)

그림 7을 보면, 카울이 없어짐에 따라 축력이 감소하게 되는 것을 알 수 있다. 그런데, DAC-1B의 노즈 페어링 지름이 DAC-0보다 다소 감소하였음을 고려하면 DAC-1B의 축력이 DAC-0(No Cowl)과 비슷하거나 조금 더 작아져야 할 것 같지만, 해석 결과는 DAC-0(Cowl) 보다는 작지만 DAC-0(No Cowl)보다는 큰 축력 값을 가진다.

이러한 이유는 DAC-1B 노즈 페어링의 더블 콘 부분의 L/D가 1.29에서 1.0로 감소함에 따라 축력이 증가하였기 때문이다. 그림 9는 L/D가 1.29와 1.0인 Ogive 콘을 가지는 발사체의 축력을 비교한 것이다.[10] L/D 감소에 의한 축력 증가 경향을 확인할 수 있다.

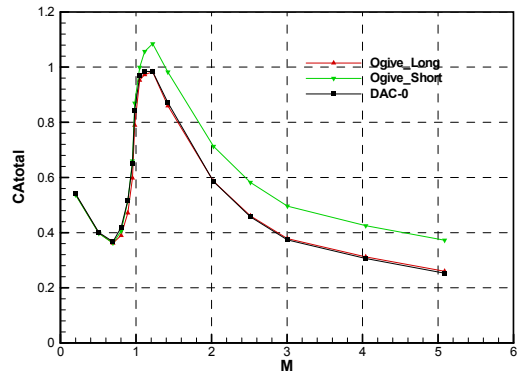


그림 9. 노즈 페어링의 콘 형상부 외형 변화에 따른 축력 특성 변화

표 2에 DAC-0(cowl)에서 DAC-1B로 설계 변화에 따른 공력특성 변화를 정리하여 놓았다.

표 2. DAC-0(cowl) to DAC-1B 설계 변화에 따른 공력특성 변화

공력 특성	축력 (≒ 항력)	수직력 (≒ 양력)	피칭 모멘트	압력중심
변화	감소	감소	유사	전방 (노즈 방향) 이동
사유	카울 제거	카울 제거	카울 영향 적음	카울 제거 (수직력 감소)

2.2.2 비행 중 공력 하중

비행 중 공력 하중 해석은 발사체구조팀에서 제공받은 5가지 해석 조건(표 3)에 대하여 CFD

해석을 수행하였으며, 해석 결과를 발사체구조팀에서 요청한 구간(station) 별로 정리하여 공력 하중 분포를 산출하였다.

표 3. 비행 중 공력 하중 해석 조건

시간 (초)	M	AOA (deg)	Q×AOA (kPa×deg)
50	0.94	5.00	146.06
60	1.33	5.00	190.54
65	1.58	4.92	200.00
70	1.80	5.00	190.10
80	2.31	5.00	149.18

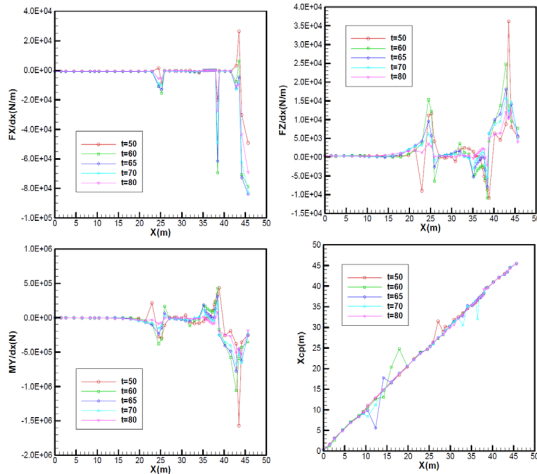


그림 10. 구간 별 비행 중 공력 하중 및 압력 중심 분포

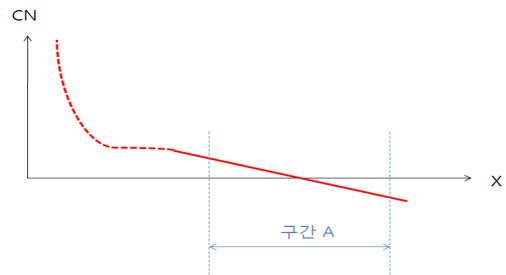
그림 10은 구간 별 공력 하중 및 압력 중심 분포를 나타내고 있다. 그림에서 dx는 공력 하중이 작용하는 구간(station)의 길이를 나타낸다. x축의 기준점은 엔진 노즐을 제외한 발사체 1단 기저부이다.

축력(FX)의 경우 실린더 형상 보다는 압력 저항이 큰 노즈 페어링과 콘 형상의 동체(2단 전방 동체 및 후방동체)에서 크게 작용하고 있으며, 수직력(FZ)의 경우도 유사한 부분에서의 값이 크게 나타난다. 따라서 이렇게 축력이나 수직력이 크게 작용하는 부분의 피칭 모멘트(MY)도 다른 곳에 비하여 커진다. 한편, 축력이나 수직력 또는

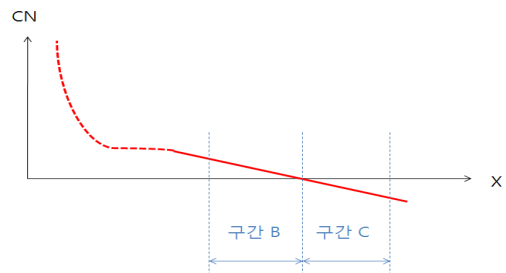
피칭 모멘트가 반대의 부호를 나타내는 구간도 보이는데, 이것은 국부적인 현상으로 주로 경사진 부분(노즈 페어링, 콘 형상, boattail 형상 등)에서 압력구배가 역전되기 때문이다.

이와는 대조적으로 압력 중심(Xcp)이 주위보다 튀는 구간은 실린더 형상에 해당한다. 1단 탱크 부와 같은 긴 실린더 형상의 중간에는 기체 상하간의 압력차가 매우 작고 국부적으로 수직력 계수의 부호가 역전이 되는 구간이 발생할 수 있다. 그림 11(a)와 같이 만일 하중 해석을 위하여 발사체를 임의로 나눈 구간 A가 이처럼 수직력 계수의 부호가 바뀌는 영역에 위치한다면, 구간 A에서의 총 수직력은 0에 가깝고, 모멘트는 모멘트 암의 길이에 의하여 수직력보다는 큰 order of magnitude를 가지게 된다. 따라서 구간 A의 압력 중심(Xcp = -CM/CN)은 아래 식과 같이 국부적으로 매우 큰 값을 가지게 된다.

$$|X_{cp}| = \left| -\left(\frac{CM}{CN}\right) \right| \approx \frac{O(\epsilon)}{O(0)} \gg 0$$



(a)



(b)

그림 11. 국부적인 압력 중심 이동에 대한 설명도

발사체구조팀에 문의한 결과, 수직력이 매우 작은 구간이므로 구조 하중 계산 시에는 이러한 구간을 무시하여도 무방하다고 한다. 만일 이렇게 압력 중심이 되는 결과를 피하고 싶을 경우에는, 먼저 계산한 결과를 참조하여 그림 11(b)와 같이 수직력 계수의 부호가 바뀌는 지점을 중심으로 해당 구간을 둘로 나누어(구간 B와 구간 C) 해석하면 피할 수 있다.

그림 12는 DAC-1B 비행 65초(마하수 1.33, AOA=5deg)의 구간별 계산 결과와 DAC-0(마하수 1.32, AOA=4.86deg)의 구간별 계산 결과를 비교한 것이다. 해석 조건이 완전히 동일하지는 않으므로 정성적인 비교 결과이다.

전체적으로 엔진 카울 유무에 따라 기저부 근처의 공력 특성 차이가 두드러진다. 그리고 축력(FX)의 경우 노즈 페어링의 L/D 변화에 따라 DAC-1B의 선두부 최대 축력이 커졌음을 알 수 있다. DAC-1B의 노즈페어링 직경이 DAC-0 보다 조금 작기 때문에 DAC-1B 페어링 부분의 수직력 및 피칭 모멘트 분포가 더 작은 값을 보인다.

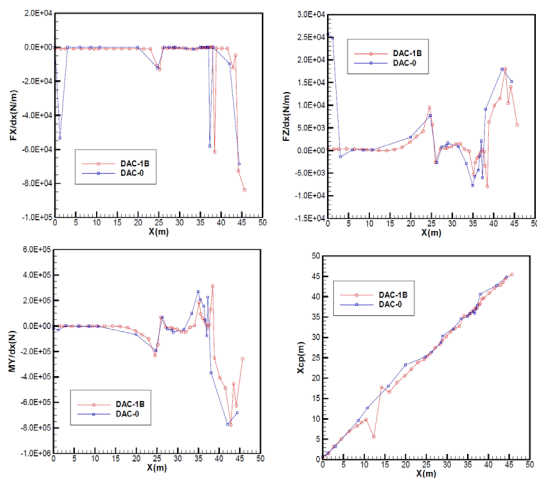


그림 12. DAC-1B와 DAC-0의 공력 하중에 대한 정성적 비교

2.2.3 지상풍 공력 하중

발사대 대기 상태의 공력 하중 계산 과정은

비행 중 공력 하중 해석과 동일하나, CFD 결과의 후처리 과정에서 지상풍 공력 하중의 경우에는 unsteady 보정과 dynamic 보정이 추가로 필요하다.[8] 단, unsteady 보정은 후처리 과정이 아니라 CFD 해석에서 유동 속도 입력 시에 보정 값을 곱하여 미리 사용한다. CFD 해석을 하면 Y축 방향의 힘도 계산이 되는데, 수직력(FZ)이나 축력(FX)에 비해 order of magnitude가 1~2 정도 낮은 값을 가지므로 하중 해석에서는 고려하지 않아도 무방할 것으로 판단된다.

그림 13은 지상풍 공력 하중 분포를 나타내고 있다.

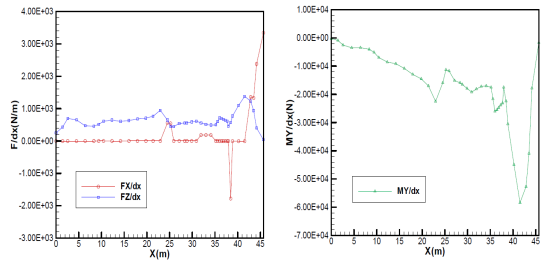


그림 13. 지상풍 공력 하중 분포

표 4에 DAC-1B와 DAC-0의 전 기체에 대한 지상풍 공력 하중을 비교하여 보았다. DAC-0의 보정 과정이 DAC-1B와 달랐기 때문에, 마지막 항에 DAC-1B와 동일한 보정을 거친 값을 추가하여 이 값을 DAC-1B와 비교하였다. 축력과 수직력은 비슷한 크기인 반면에, DAC-1B의 피칭 모멘트가 크게 증가하였다. DAC-1B의 피칭 모멘트 값(724kNm)은 체계설계팀에서 유사 발사체를 참고하여 대략적으로 제시한 모멘트의 적정 범위(600~700kNm)와 비슷한 값을 가진다.

표 4. DAC-1B와 DAC-0의 지상풍 공력 하중 비교

	DAC-1B	DAC-0	DAC-0 (동일 보정)
FX(N)	6.75E+03	9.37E+03	6.04E+03
FZ(N)	2.94E+04	3.45E+04	2.43E+04
CMY (Nm)	-7.24E+05	-7.56E+05	-4.94E+05

DAC-1B의 모멘트가 크게 증가한 것은 DAC-0의 해석 과정에서는 균일한 지상풍 분포를 사용한 반면에, DAC-1B의 해석 과정에서는 지상풍 기준을 식(1)과 같이 높이에 대한 함수로 사용하였기 때문이다.

이에 따라 기준 높이(10m) 이상에서는 발사체에 작용하는 풍속이 균일 분포 보다 커지며, 이 값은 위로 갈수록 커지게 된다. 그러므로 기저부를 기준으로 볼 때 DAC-1B의 모멘트가 더 커지게 된다. 축력이나 수직력이 조금 커진 것도 식(1)의 지상풍 함수 적용에 따른 이유로 생각된다.

3. 결 론

한국형발사체 시스템설계 단계의 DAC-1B 형상에 대해 전산유동해석(CFD) 기법을 이용하여 공력 계수 및 하중을 예측하였다. 주요 해석 결과는 다음과 같다.

- DAC-1B 형상의 수직력 계수, 피칭 모멘트 계수, 압력 중심과 같은 공력 특성은 DAC-0 형상에서 카울이 없는 경우와 유사한 특성을 나타내고 있다. 카울이 없어짐에 따라 수직력이 감소하였으며, 압력 중심이 전방으로 크게 이동하였다.
- 축력도 카울이 없어짐에 따라 감소하였다. DAC-1B의 해석 결과는 DAC-0(Cowl) 보다는 작지만, 노즈 페어링 더블 콘의 L/D 감소로 인하여 DAC-0(No Cowl)보다는 큰 축력 값을 가진다.
- 발사체구조팀의 하중 해석을 위해 비행 중/발사대 대기 중의 구간(station)별 공력 하중을 산출하였다. DAC-1B의 지상풍 모멘트가 크게 증가하였는데, DAC-0의 해석 과정에서는 균일한 지상풍 분포를 사용한 반면에 DAC-1B의 해석 과정에서는 지상풍 기준을 높이에 대한 함수로 사용하였기 때문이다.

공력 계수 및 공력 하중 해석 결과는 관련 팀(체계설계팀, 발사체구조팀)에 제공되었으며, 다음 설계 단계(예비 설계 단계)의 임무 설계 및 구조 해석 분야에 활용된다.

참 고 문 헌

1. IC1TAG0K0002, 한국형발사체 DAC-1B 형상 공력 하중 및 공력 계수, 한국항공우주연구원, 2012. 7. 17
2. L2-SDR-0002, 한국형발사체 시스템 설계 검토 회의(SDR) 발표자료 제2권. 기술 분야, 한국항공우주연구원, 2012. 6. 26~27
3. DR0TAG0K0001, 한국형발사체 DAC-0 형상 공력 특성 및 하중 예측, 한국항공우주연구원, 2011. 5. 19
4. ANSYS Fluent(www.ansys.com)
5. 김영훈, 옥호남, 김인선, "CFD에 의한 발사체 공력특성에 미치는 기저부 영역 모델링의 영향에 관한 연구," 한국항공우주학회지, 제33권 제9호, 2005. 9
6. W. W. Boyle and J. P. Pace, "Compendium of flight vehicle base pressure and base drag prediction techniques," NASA-CR-170997, Lockheed, 1983.
7. DR74000PA00000-0061, 한국형발사체(KSLV-II) 시스템 설계를 위한 지상풍 및 고층풍 기준, 한국항공우주연구원, 2012. 6. 5
8. "Prelaunch Ground Wind Load," NASA SP-8008, 1965.
9. DR74000PA00000-0059, 한국형발사체 DAC-1B 스테이징/중량 버짓 업데이트 및 예비임무설계, 한국항공우주연구원, 2012. 5. 14
10. L2-SDP-1B.21, 한국형발사체 시스템 설계 문서(DAC-1B), Part 21 공력 특성, 한국항공우주연구원, 2012. 6. 14