

발사체 추진제 탱크와 배관 연결부 개념설계

정동호* · 조기주* · 오승협*

The Concept Design of Joint Part Between Propellant Tank and Feeding Line for Launch Vehicle

Dongho Jung* · Kiejoo Cho* · Seunghyub Oh*

ABSTRACT

The concept design of joint part between propellant tank and feeding line for launch vehicle has been performed with the case study of oversea launch vehicles. we carried out, for the several configurations, numerical flow analyses to find the joint configuration which promises high flow uniformity at the outlet. There were a little difference in the numerical results, because the length of feeding lines are sufficiently long to stabilize the flow field.

초 록

추진제 탱크와 배관의 연결부에 대한 개념 설계단계로 해외 발사체의 배관 연결부를 조사하였고, 그 결과를 토대로 몇가지 대표 형상을 선정하여 유동해석을 수행하였다. 유동해석 결과 배관의 연결부 중 제일 유동특성이 좋은 것을 찾을 수 있었다, 하지만 큰 차이는 없었다. 그 이유는 배관이 길어서 배관 내부를 유체가 흐르면서 배관 내부 유동이 안정되는 것으로 판단된다.

Key Words: Feeding Line(공급계), Joint Part Between Propellant Tank and Feeding Line(탱크와 배관 연결부), fluid analysis(유동해석)

1. 서 론

액체 추진 발사체는 엔진에 추진제를 공급하기 위한 배관이 있는데, 이 배관은 추진제 탱크와 엔진 사이를 연결한다. 배관의 주요 목적은 엔진에 균일한 추진제를 공급하기위한 것인데, 이를 위해서 배관 내부 유동이 안정적으로 흘러

가야 한다. 배관의 안정적 흐름에 제일 영향이 큰 요소는 바로 추진제 탱크에서 배관이 분기되는 형상, 배관의 엘보우와 같이 유체의 흐름이 변하는 지점이다. 본 연구에서는 배관의 연결부에 대한 개념설계의 일환으로 해외 발사체의 배관 연결부를 공부하고, 그로부터 몇가지 연결부안을 선정하여 유동해석을 수행하고, 유동측면에서 제일 안정적인 안을 찾는데 연구의 의미가 있다.

* 한국항공우주연구원 발사체추진기관팀

† 교신저자, E-mail: neopa@kari.re.kr

2. 해외 발사체 배관 연결부

해외 발사체의 배관 연결 방식을 조사하였다. 조사된 해외 발사체는 아래 Fig. 1과 같다.

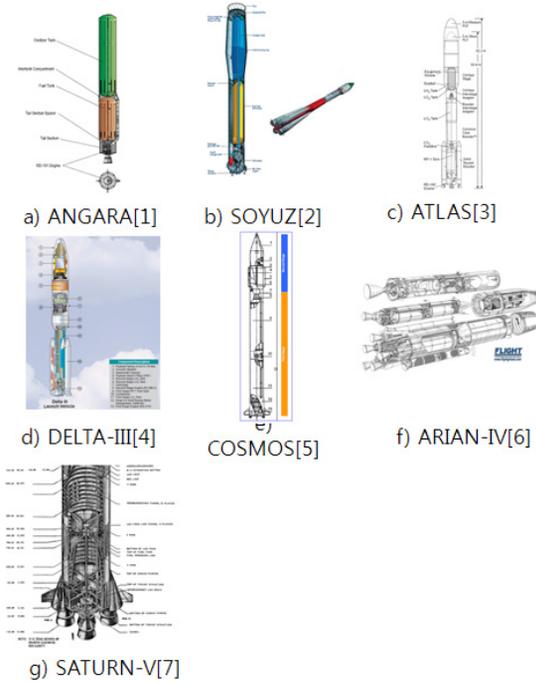


Fig. 1 The Case Study of Oversea Launch Vehicle

해외 발사체의 사례조사 결과를 요약하면 아래 Table 1 과 같다. 셉프가 있는 경우도 있고, 없는 경우도 있는데, 사례조사만으로는 셉프를 왜 적용하였는지 알 수 없었다. 그 이유는 발사체는 그 기술을 보유한 나라마다 또는 발사체마다 독특한 성격을 띄고 있기 때문에 확실적인 경향을 보이지 않는 것으로 사료된다.

Table 1. The Summary of Case Study Result

type	single engine	multi engine
with Sump	ATLAS	ARIAN-IV
with out sump	SOYUZ, DELTA-III	COSMOS, SATURN-V

3. 배관 연결부 유동해석

3.1 공동 경계조건

추진제 탱크와 배관의 연결부는 앞서 해외 사례에서 보듯이 셉프가 있는 경우와 없는 경우 둘 다 존재 한다. 따라서 1차 적으로 셉프 적용여부를 결정하기위해 셉프가 있는 유형과 셉프가 없는 유형으로 구분하였다. 셉프가 있는 유형은 셉프 형상과 배관 분기 각도에 따라 유동에 미치는 영향을 확인하기 위해 셉프 형상을 꼭지점이 절단된 원추형, 실린더형으로 구분하고, 배관 분기 각도를 90° , 60° 로 구분하였다. 아래 Fig. 2는 조건별 해석 경계조건에서 공통적으로 적용된 것으로 탱크 하단측, 배관 연결부와 입구 경계조건 사이를 2000 mm 띄워 배관 연결부가 입구 조건으로부터 영향을 덜 받도록 하였다. 또한 배관부는 출구 경계조건을 엘보우 후단으로 3000 mm 띄워서 엘보우를 통과한 유체가 안정적으로 흘러갈 수 있도록 하였다. 배관 지름은 162.74 mm이고, 탱크 지름은 3300 mm이다. 입구 조건은 5.8 bar이고 유동해석은 상용 프로그램인 FLUENT를 사용하였다. 사용 유체는 물로 하였고, 난류 모델은 FLUENT의 k-epsilon을 적용하였다. 출구 압력을 조절하여 설계 유량인 174.6 ± 4 kg/s 범위로 유량을 흐르게 하였다. 배관이 4개이고 추진제 탱크에 90도 간격으로 배치되므로 해석 모델은 1/4로 절개하였고, 절개된 셉프부에는 Symmetry조건을 주었다.

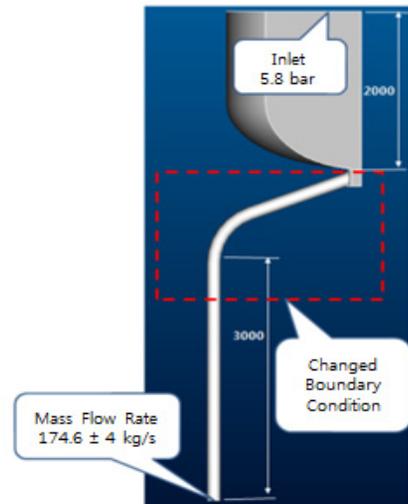


Fig. 2 The Common Boundary Condition

3.2 조건별 경계조건 및 해석

3.2.1 Case A

Case A의 경계조건 및 해석 결과는 Fig. 3과 같다.

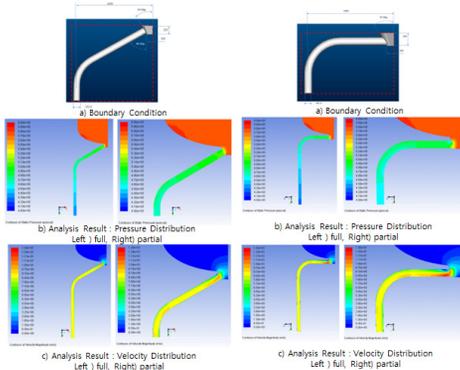


Fig. 3 The Case A Analysis result

Fig. 4 The Case B Analysis result

3.2.2 Case B

Case B의 경계조건 및 해석 결과는 Fig. 4와 같다.

3.2.3 Case C

Case C의 경계조건 및 해석 결과는 Fig. 5와 같다.

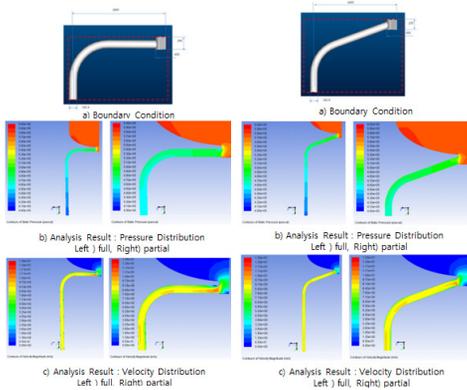


Fig. 5 The Case C Analysis Result

Fig. 6 The Case D Analysis Result

3.2.4 Case D

Case D의 경계조건 및 해석 결과는 Fig. 6과 같다.

3.2.5 Case E

Case E의 경계조건 및 해석 결과는 Fig. 7과 같다.

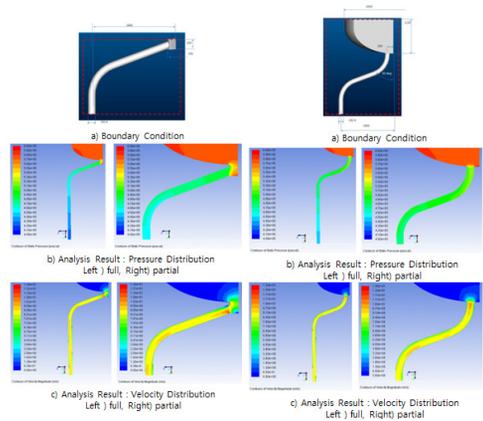


Fig. 7 The Case E Analysis Result

Fig. 8 The Case F Analysis Result

3.2.6 Case F

Case F의 경계조건 및 해석 결과는 Fig. 8과 같다.

3.2.7 해석결과 정리

6종류의 해석 모델별로 출구의 유량과 압력을 비교하면 아래 Table 2와 같다. 이 표에서 알 수 있듯이 Case F가 유동특성이 좋다.

Table 2. Analysis Result of Outlet

Type	Outlet Pressure(bar)	Mass flow Rate (kg/sec)	Mass Flow Rate / Outlet Pressure
Case A	4.25	176	41.41
Case B	4.24	174	41.04
Case C	4.24	176	41.51
Case D	4.27	178	41.69
Case E	4.24	175	41.27
Case F	4.40	175	39.77

배관출구의 속도 프로파일은 아래 Fig. 9와 같다. 속도 프로파일은 큰 차이를 보이지 않음을 알 수 있다.

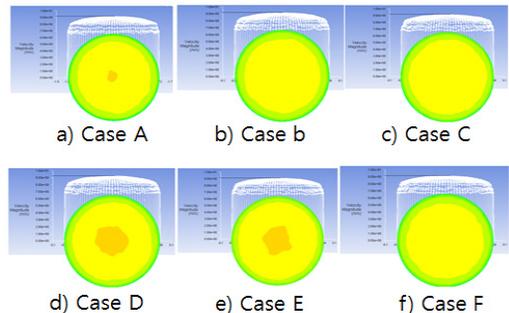


Fig. 9 Outlet Velocity Profile

4. 결 론

참 고 문 헌

추진제 탱크와 배관의 연결부에 대한 개념설계로 임의로 선정된 6개의 모델에 대하여 유동해석을 수행하여 유동특성이 좋은 조건을 찾고자 하였다. 해석결과 큰차이는 없었지만 유동측면에서 제일 좋은 것은 추진제 탱크에서 배관이 바로 분기되는 방식인 것을 확인 할 수 있었다. 이는 발사체의 구성상 공간이 비교적 많이 차지하는 개념으로 발사체의 공간이 허락한다면 최적의 안이 될 것이다. 하지만 다른 안을 선택해도 3 M 이상의 직선구간을 유체가 흐르면서 uniform하게 유속이 발달하는 것을 확인 할 수 있었다.

1. Mark Albrecht, "Angara Launch System Mission Planner's Guide," International Launch Services, Dec. 2002
2. The Soyuz Company, "Soyuz Users Manual." Apr. 2001
3. Edward H. Bock, "Atlas Launch System Mission Planner's Guide Atlas V Addendum(AVMPPG)," International Launch Service, Jan. 1999
4. Boeing, "Delta III Payload Planners Guide," Oct. 1999
5. Cosmos International, "Cosmos Launch System Payload User's Manual," 1999
6. www.flightglobal.com
7. MSFC, "Saturn V Flight Manual SA 507," Aug. 1969