

발사체 탑재물 페어링 내부 공기 공급을 위한 탑재 시스템 유동 해석

옥 호 남^{1*}, 김 영 훈¹, 김 인 선¹

FLOW ANALYSIS OF THE ON-BOARD SYSTEM FOR THE AIR SUPPLY TO THE PAYLOAD FAIRING OF A LAUNCH VEHICLE

H. Ok, Y. Kim, and I. Kim

The on-board system for the air supply to the payload fairing(PLF) of a launch vehicle using both high and low pressure air was designed. The design concept was obtained from the CFD analysis of a Russian interstage air supply system, and a collector was adopted to expand the high pressure air. To verify that the on-board system would work as designed, a simplified axisymmetric computational model was made and a CFD analysis was also performed. It was found that the flow ejected from the hole of the collector expands to the Mach number of 4 and is soon retarded due to the action of viscosity. It was also found that a small gap between the low pressure duct and equipment bay wall can cause large velocity in PLF over the velocity requirement and no gap should be allowed in the design.

Key Words: 전산유체역학(CFD), 탑재물 페어링(Payload Fairing, PLF), 열청정제어 시스템(Thermal and Cleanliness Control System, TCCS), 고압/저압 공기 공급(High/Low Pressure Air Supply), 탑재 시스템 설계(On-Board System Design)

1. 서 론

위성 발사체는 발사 직전까지 탑재물 페어링(Payload Fairing, PLF) 내부의 온도 및 청정도 요구 조건을 만족하기 위하여 청정 공기가 공급되며, 발사체가 조립동에서 발사대로 이동할 때와 발사대에서 대기 할 때 각각 다른 청정 공기 공급원이 사용되는 것이 일반적이다. 이동 중에 사용되는 청정 공기 공급 장치는 MTU(Mobile Thermostatting Unit)라 부르기도 하며, 이동에 적합하도록 보통 대기압 보다 약간 높은 저압으로 공기를 공급한다. 발사대 대기 중의 청정 공기 공급 방식은 발사체 및 지상 설비의 종류에 따라 최적화 과정을 통해 얻어지며, 공급 압력은 저압(여기서는 대기압 보다 조금 높은 정도를 말할) 혹은 고압이 일반적으로 다양하게 채택되고 있다.

한국항공우주연구원에서 개발 중인 저궤도 위성 발사체인 KSLV-1의 경우 이동 시에는 MTU로 저압 공기를, 발사대 대기 중에는 고압 공기를 공급하도록 설계되어 있다. 저압 공기만을 사용하는 경우 PLF 내부에 탑재되는 시스템은 단순해질 수 있으나, 발사대 설계의 특성에 의해 측정압(Gauge Pressure) 8 bar의 고압 공급 방식이 채택되었다. PLF 내부의 온도 조건을 만족하기 위해서는 필요한 공급 공기의 요구 조건이 있으며, 이는 저압 및 고압 공급 방식 여부에 상관없이 동일하다. 즉 공급되어야 할 유량 및 온도 조건이 결정되면 이를 저압 방식을 통하여 만족시키든 고압 방식을 통하여 만족 시키든 아무런 차이가 없다. 단, 고압 방식을 사용함에 있어서는 PLF 내부의 압력이 외부 대기압 보다 조금 높은 정도의 값을 유지해야 하는 요구 조건을 만족할 수 있도록 고압 공기가 적절히 팽창되어 공급될 수 있게 해야 한다.

이러한 고압 및 저압 공기 공급 방식을 혼용하는 것은 서방 상용 발사체에서는 찾아보기 어려우나 러시아 발사체의 경우에는 그 사례가 많이 있다. 그런데 고압 방식이 사용될 때에는 고압 공기를 단순히 배관을 통하여 PLF 내부로 보내

¹ 정회원, 한국항공우주연구원 우주발사체사업단 우주발사체기술실 열/공력그룹

* Corresponding author E-mail: honam@kari.re.kr

는 경우 원하는 압력 및 유량 조건을 만족할 수 없으며, 앞에서 언급한 바와 같이 설계 유량에 맞추어 고압을 저압으로 팽창시킬 수 있는 장치가 필요한 것으로 나타났다. 그러나 이러한 장치에 대해서는 이전의 경험 및 정보가 없는 상태였으며, 따라서 고압 공기 공급 시스템의 채택 경험이 많은 러시아 발사체에 대한 제한된 자료를 참고하여 설계 방향을 설정하고자 하였다. 그런데 PLF에 대한 설계 자료는 얻을 수 없었으며, 대신 동일 압력(Gauge Pressure 8 bar)을 사용하는 단연결부(Interstage) 공기 공급 장치 형상 정보만을 확보할 수 있었다. 본 논문에서는 먼저 단연결부 공기 공급 장치에 대하여 전산유동해석(CFD) 기법을 이용하여 유동장을 예측하였으며, 이를 바탕으로 필요한 설계 기법을 유추해 내하고자 하였다. 또한 이를 바탕으로 설계된 PLF 공기 공급 탑재 시스템 내부의 유동장이 어떤 특성을 지니게 되는지를 전산유동해석(CFD) 기법을 적용하여 예측해 보고자 한다.

2. 계산 결과

러시아 발사체의 단연결부 고압 공기 공급 장치 형상에 대한 전산유동해석을 통해 설계 개념을 추정하고, 이를 기반으로 설계된 국내 개발 발사체의 PLF 고압 공기 공급 시스템의 유동 특성을 정성적으로 분석하고자 한다. 전산유동해석에는 주로 상용 코드인 Fluent[1]를 사용하였으며, 압축성 유동장 해석에 적합한 결합 기법(Coupled Scheme) 옵션을 선택하였으며, 사면체 비정렬격자 혹은 정렬격자에서 변환된 비정렬격자를 사용하였다.

2.1 CFD에 의한 고압 공기 공급 시스템 개념 추정

고압 공기 공급 장치의 설계 개념을 추정하기 위해 러시아 발사체의 자료를 참고하였으며, PLF의 정보를 얻을 수 없어 단연결부 공기 공급 장치의 형상에 대하여 유동 특성을 파악함으로써 그 기본 개념을 얻고자 하였다. 발사체의 단연결부(Interstage)에도 온도 제어를 위해 고압 공기가 공급되며, 러시아 발사체의 경우 Fig. 1과 2에 나타낸 것처럼 작은 구멍이 여러 개 뚫려 있는 링 모양 덕트를 통하여 공기 흐름을 제어하는 것으로 알려졌다. 이러한 링 모양 덕트를 Collector라 부르며, 노즐 유동에서 저기조(Reservoir)와 같은 역할을 하기에 이와 같은 이름을 붙인 것으로 보인다.

Collector의 형상을 정확히 알 수는 없지만, 고압 공기 공급 덕트의 직경 45 mm, 링 직경 32 mm, 그리고 직경 2 mm인 구멍 64개가 등간격으로 배치된 Fig. 1과 같은 계산 모델을 형성하였다. Fig. 1에서 볼 수 있듯이 Collector가 좌우 대칭 형상이므로 대칭면의 반쪽만을 해석하였으며, Fig. 2에 나타낸 것처럼 약 100만개의 사면체 비정렬격자가 사용되었다. 입구

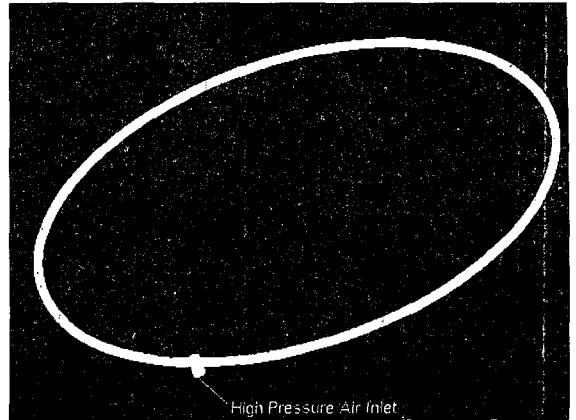


Fig. 1 Configuration of the collector for the high pressure air supply into the interstage

에서의 고압 공기 정체압력(Stagnation Pressure)을 절대압 9 bar로, 모든 구멍에서의 출구 조건은 표준 대기압으로 두었다. 엄밀한 정량적 예측이 아닌 정성적 특성의 파악이 연구의 목적이므로 계산 시간의 절약을 위해 비점성 해석을 수행하였다.

계산 결과 모든 구멍에서 Mach 수가 1이 되는 유동 질식(Choking)이 발생함을 확인하였다. 즉 구멍의 크기는 공급 공기의 정체 압력 및 유량에 맞추어 유동 질식이 발생하도록 맞추었으며, 구멍이 노즐 목(Throat)과 같은 역할을 하도록 되어 있다. 이렇게 분출된 공기는 초음속 제트로 팽창되거나 점성의 영향으로 곧 운동량(Momentum)을 잃고 저속으로 떨어질 것으로 보인다. Interstage Collector에 대한 유동 해석을 통하여, 고압 공기를 저압으로 바꾸기 위해서는 수축 확대 노즐(Convergent-Divergent Nozzle)에서 일어나는 유동 과정을 거쳐야 하며 또한 분출 구멍의 크기는 설계 유량에서 유동 질식이 발생하도록 함을 추정할 수 있었다.

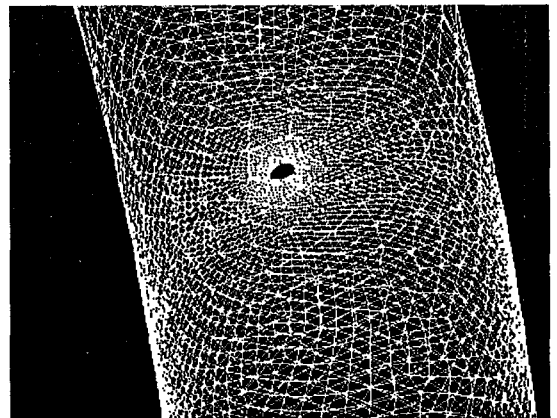


Fig. 2 Surface triangular mesh around the hole on the collector

2.2 PLF 고압 공기 공급 시스템 내부 유동장 해석

앞에서 분석한 단연결부 공기 공급 장치의 설계 개념을 바탕으로, PLF에서도 고압 공기를 저압으로 팽창시킬 Collector를 고압 공기 공급 배관의 종단에 설치하도록 하였다. 그런데 PLF에는 저압 공기 공급 장치 역시 필요하므로 이 둘을 적절히 조합하여 Fig. 3과 같은 공기 공급 탑재 시스템을 설계하였다. 이러한 탑재 시스템 설계에 관해서는 참고문헌[2]에 자세히 기술되어 있으므로 그 개요만을 간단히 나타내면 다음과 같다. 발사대에서 공급되는 고압 공기는 단연결부를 통과한 다음 Fig. 3의 고압 배관(Duct) (A), (B), (C)의 경로를 흘러가며, 작은 구멍이 뚫린 Collector를 통해 저압 배관(Duct) (D) 속으로 분사된다. 배관 (D)는 고압 공기의 분사 경로로도 사용되지만, 그 상단은 MTU로부터 저압 공기를 공급하는 통로도 사용된다.

이렇게 설계된 탑재 시스템이 의도한 바대로 기능을 하는지를 검증해야하며, 최종적으로는 시험에 의해 확인해 보아야 할 것이다. 본 연구에서는 시험에 앞서 설계 개념이 제대로 작동하는지를 전산유동해석을 통해 확인해 보고자하며, 특히 탑재 시스템 내부의 유동장의 정성적 특징을 파악하고자 한다.

2.2.1 계산 모델

앞에서 언급한 계산 목적에 있어서는 Fig. 3의 형상을 그대로 모사할 필요는 없으며 그 물리적 특성만을 파악할 수 있으면 충분하다. 따라서 계산 영역은 고압 공기 경로에서 (C)의 상단, Collector, 그리고 저압 경로인 (D)의 하단을 포함하도록 하였으며, PLF는 단순히 실린더 모양으로 모사하였다. 또한 (C)와 (D)의 PLF 내부 위치를 실린더의 중심에 있다고 가정함으로써 Fig. 4 및 5에 나타난 것과 같은 축대칭 계산 모델을 만들 수 있으며, 이와 같은 단순화된 형태에서도 Fig. 3의 주요한 특징을 모두 나타낼 수 있다. Fig. 4에서 고압 입구는 절대압 9 bar로 두었으며, 공급된 공기가 외부 대기로 빠져 나가는 출구인 벤트 홀(Vent Hole)에서는 표준 대기압 조건을 두었다. Fig. 5에 나타내었듯이 Collector는 직경 45 mm Disk의 중심에 준 1차원 등엔트로피 관계식(Quasi

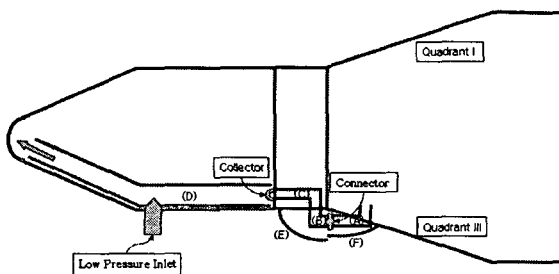


Fig. 3 Schematic of the on-board system for the air supply to PLF

One-Dimensional Isentropy Relation)을 이용하여 구한 설계 유량을 얻는데 필요한 목면적(Throat Area)에 해당하는 직경 20 mm의 구멍이 뚫린 것으로 가정하였다. 덕트 내부의 유동 예측이 주요 계산 목적이므로 Spalart-Allmaras 모델을 적용한 난류 유동장 계산을 수행하였으며, 벽면에서의 y^+ 값이 모든 영역에서 1 정도의 값을 갖도록 정렬격자를 형성한 후 비정렬 격자로 변환하여 사용하였다.

2.2.2 기본 형상 유동 해석 결과

앞에서 설명한 축대칭 계산 모델에 대하여 유동장을 예측하였으며, 그 정량적 특성을 먼저 살펴보았다. Collector 구멍 주위의 속도 분포를 Fig. 6에 나타내었으며, 분출된 공기가 Mach 수 약 4 정도까지 계속 팽창함을 알 수 있다. 저압 덕트와 벽면의 접촉 부위에서는 유동 박리 영역이 형성되며, 이 영역에서는 저압 덕트 내의 유동이 전혀 균일하지 않음을 나타내고 있다. Fig. 7에는 등압 선도를 나타내었으며, 초음속 젯의 지나친 팽창에 의해 이 영역 전체의 압력이 매우 낮아졌다. 만약 저압 덕트와 벽면 사이에 조그만 틈이라도 있다면 이렇게 낮은 압력에 의해 덕트 외부의 공기를 빨아들이게 될 것임을 짐작할 수 있으며, 이 현상은 뒤에서 자세히 분석될 것이다. Fig. 8에는 등온 선도를 나타내었으며, 젯의 팽창에 따라 젯 코어(Jet Core)에서는 온도가 급속히 떨어지나 충격파를 통해 다시 압축되면서 온도가 회복됨을 알 수 있다. 초음

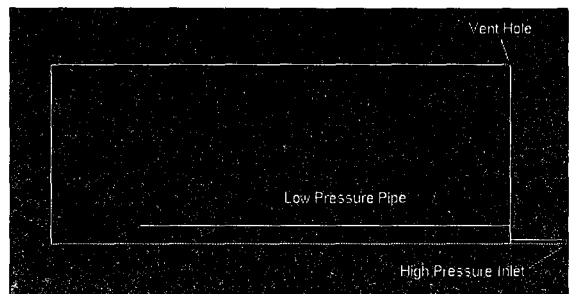


Fig. 4 Calculation model of the on-board system for the air supply to PLF

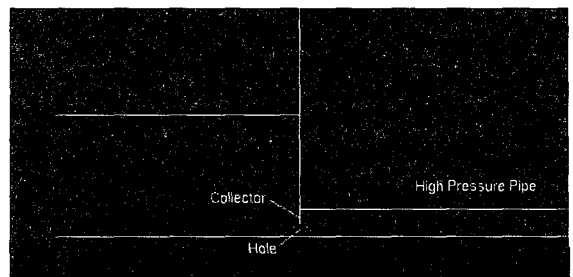


Fig. 5 Calculation model of the on-board system for the air supply to PLF (collector region magnified)

속 젓은 엔진 플룸 유동처럼 코어 영역에서 팽창과 압축을 되풀이 하면서 점성에 의해 하류로 갈수록 점차 균일한 유동으로 변해가게 된다. Fig. 9에는 저압 덕트 출구 부근에서의 속도 분포를 나타내었으며, 이미 유동장이 완전히 발달된 (Fully Developed) 덕트 내부 유동과 같은 특성을 보임을 알 수 있다. 이 영역에서의 압력은 대기압으로 회복되었으며, 온도는 정체 온도와 거의 같은 값을 나타내고 있다. Fig. 10에는 저압 덕트 내외부에서의 압력을 나타내었으며, Collector 구멍

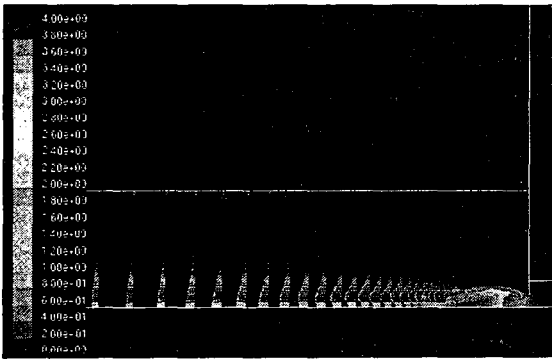


Fig. 6 Velocity vector plot around the collector (color for Mach number)

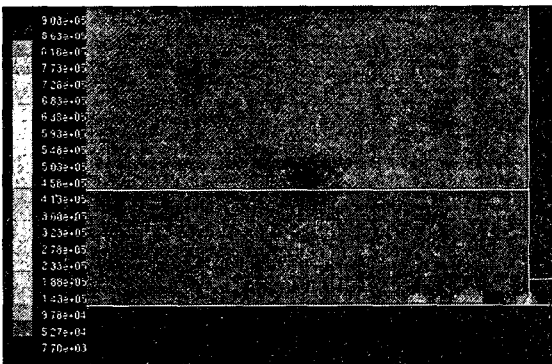


Fig. 7 Pressure contour plot around the collector

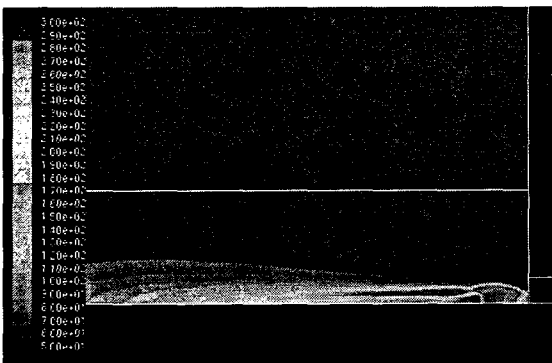


Fig. 8 Temperature contour plot around the collector

부근에서는 벽면 내부 압력이 0.9×10^5 Pa 정도의 낮은 값을 가지다 급속히 대기압으로 회복됨을 알 수 있다.

2.2.2 틈새의 영향

앞에서 Collector 구멍에서 분출된 젓의 과팽창에 의해 저압 덕트 벽면에서 낮은 압력이 작용함을 알 수 있었고, 만약 덕트와 탑재대 벽면 사이에 틈이 있다면 덕트 외부 유동이 내부로 유입될 가능성이 있음을 언급하였다. 특히 PLF 내부에 장착된 탑재물 주위의 유속 제한 조건이 있으므로 이를 초과하지 않도록 각별한 주위가 필요하다. 여기서는 저압 덕트와 탑재대 벽면 사이에 10 mm 크기의 틈새를 만들어 덕트 내외부의 유동장이 어떻게 나타나는지를 살펴보고자 하였다.

저압 덕트와 벽면 사이에 틈새가 있는 경우의 유동장을 Fig. 11에 나타내었으며 틈새 외부의 상당한 영역에서 유속이 10 m/sec를 넘는 것을 알 수 있다. 또한 여기에 나타내지는 않았으나 벽면 내부의 압력이 대기압으로 회복되는 지점도 틈새가 있는 경우 더 하류로 내려가는 것으로 나타났다. 틈새의 존재는 PLF 내부에 고속 흐름을 유도한다는 측면 외에도 저압 덕트 내에서의 유질에도 좋지 않은 영향을 미치는 것

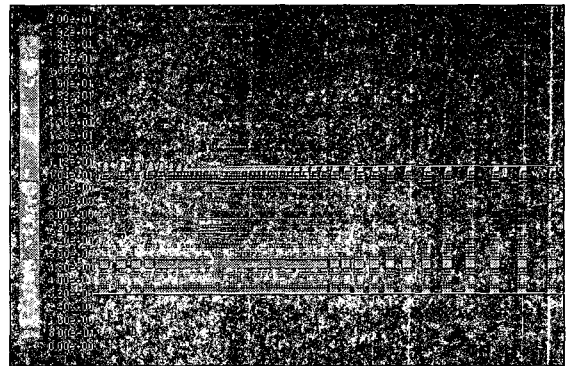


Fig. 9 Velocity vector plot around the exit of low pressure duct (color for velocity magnitude)

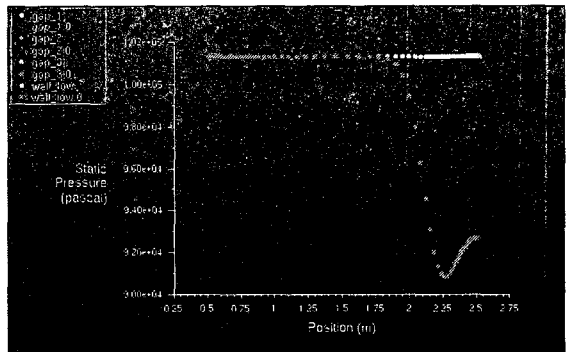


Fig. 10 Pressure distribution on the inner and outer walls of the low pressure duct

로 보이며, 따라서 이러한 틈새를 완전히 없앨 수 있도록 이후 설계가 진행될 예정이다. 한편 고압 덕트 입구에서의 유동 조건은 틈새의 존재 유무에 아무런 영향을 받지 않으며, 이는 초음속 유동 하류에서 일어나는 현상이 상류에 전달될 수 없다는 사실과 일치함을 알 수 있다.

3. 결 론

KSLV-1 개발에 있어서 PLF(Payload Fairing) 내부의 온도 및 청정도 제어용 공기 공급을 위해 저압 및 고압을 혼용하는 시스템을 채택함에 따라, 이에 적합한 탑재 시스템을 갖추어야만 하게 되었다. 혼용 시스템이 많이 사용되는 러시아 발사체의 단연결부 탑재 시스템에 대한 형상 정보로부터 고압 공기 공급 시스템의 기본 개념을 추정하고자 하였으며, 이를 위해 전산유동해석을 사용하여 유동 특성을 먼저 파악하였다.

러시아 발사체의 단연결부 탑재 고압 공기 공급 시스템은 링 모양의 덕트에 여러 개의 작은 구멍이 뚫린 형태로 되어 있으며, 유동 해석 결과 설계 유량에서 각 구멍에서 유동의 질식이 발생하도록 되어 있음을 확인할 수 있었다. 초음속으로 단연결부 내부로 분출된 공기는 곧 점성의 영향으로 운동량을 잃고 저속으로 확산될 것으로 보인다.

이렇게 전산유동해석을 통해 분석한 단연결부 공기 공급 장치의 설계 개념을 바탕으로, PLF에서도 고압 공기를 저압으로 팽창시킬 Collector를 고압 공기 공급 배관의 종단에 설치하도록 하였다. 그런데 PLF에는 저압 공기 공급 장치 역시 필요하므로 이 둘을 적절히 조합하여 탑재 시스템을 설계하였다. 이렇게 설계된 탑재 시스템이 의도한 바대로 기능을 하는지를 검증해야 하며, 최종적으로는 시험에 의해 확인해 보아야 한다. 본 연구에서는 시험에 앞서 전산유동해석을 통해 확인해 보고자하였으며, 특히 탑재 시스템 내부의 유동장의 정성적 특징을 파악하고자 하였다.

먼저 PLF와 내부 탑재 시스템을 단순화 시켜 축대칭 모델을 형성하였다. 고압 공기는 Collector의 구멍을 통하여 저압 덕트 내부로 분사되며, 이때 Mach 수가 약 4 정도의 값에 해당할 때 까지 과대 팽창되었다. 초음속 젯은 엔진 플룸 유동처럼 코어 영역에서 팽창과 압축이 되풀이 하면서 점성에 의해 하류로 갈수록 점차 균일한 유동으로 변해가며, 마침내 완전히 발달된(Fully Developed) 파이프 내부 유동처럼 됨을 알 수 있었다.

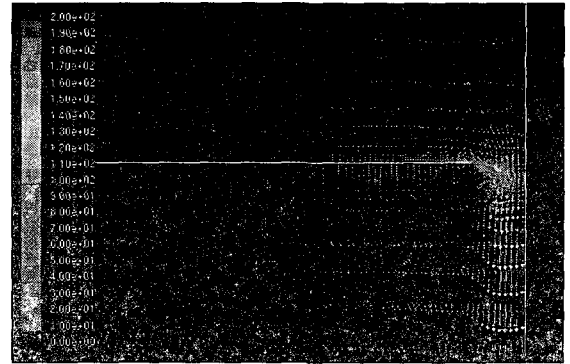


Fig. 11 Velocity vector plot around the gap between the low pressure duct and equipment bay (color for velocity magnitude)

Collector 구멍을 통해 분출된 젯은 과팽창되며 따라서 부근의 압력을 떨어뜨린다. 저압 덕트와 탑재대 사이에 작은 틈새가 있는 경우에 대하여 역시 해석을 수행하였으며, 상당한 크기의 덕트 외부 유동이 유입 되면서 PLF 내부 유속 크기 제한 조건을 넘어 설 위험이 있음을 알 수 있었다. 따라서 이러한 틈새가 생기지 않도록 설계가 되어야 하며, 저압 덕트 하부에 밀봉을 위한 O-Ring을 설치함으로써 저압 덕트 내외 부간 유동을 차단할 수 있게 할 예정이다.

또한 해석 결과 비록 저압 덕트 내부이기는 하나 PLF 내부에 초음속 젯이 분사되고 팽창과 압축이 되풀이 되는 유동 현상이 발생한다. 이는 그 크기를 예측하기는 어려우나 어느 정도 공력 소음 문제를 수반할 것으로 예상되며, 소음 저감을 위한 설계가 추가로 필요할 가능성도 있다. 그리고 Collector 구멍을 직경 20 mm 짜리 1개 대신, 작은 것을 여러 개 사용할 경우 어떤 장단점이 있는 지에 대한 추가적인 해석이 필요할 것이다. 설계 개념의 확정을 위해 3차원 형상에 대한 추가적인 해석이 이루어 질 것이며, 이를 바탕으로 시험을 거친 후 최종적인 공기 공급 시스템의 설계가 완성될 것이다.

참고문헌

- [1] Fluent 6 User's Guide, Fluent Inc.
- [2] 옥호남, 김인선, 2005, "발사체 탑재물 페어링 내부 공기 공급을 위한 탑재 시스템 설계," 한국군사과학기술학회 종합학술대회